



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

GABRIEL CALDEIRA VICENTE

**ANÁLISE AEROACÚSTICA DOS EFEITOS DA UTILIZAÇÃO
DO TRIPPING EM HÉLICES**

FLORIANÓPOLIS

2024

Gabriel Caldeira Vicente

**ANÁLISE AEROACÚSTICA DOS EFEITOS DA UTILIZAÇÃO DO
TRIPPING EM HÉLICES**

Trabalho submetido ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Catarina como requisito parcial para a obtenção do Grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr.
Eng.

Co-orientador: Mateus Grassano Lattari, M.
Eng.

Florianópolis

2024

Ficha catalográfica gerada por meio de sistema automatizado gerenciado pela BU/UFSC.
Dados inseridos pelo próprio autor.

Vicente, Gabriel Caldeira

Análise aeroacústica dos efeitos da utilização do tripping em hélices / Gabriel Caldeira Vicente ; orientador, Júlio Apolinário Cordioli, coorientador, Mateus Grassano Lattari, 2024.

114 p.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico, Graduação em Engenharia Mecânica, Florianópolis, 2024.

Inclui referências.

1. Engenharia Mecânica. 2. Método de Lattice Boltzmann. 3. Aeroacústica computacional. 4. Ruído de hélice. 5. Zigue-zague tripping. I. Cordioli, Júlio Apolinário. II. Lattari, Mateus Grassano. III. Universidade Federal de Santa Catarina. Graduação em Engenharia Mecânica. IV. Título.

Gabriel Caldeira Vicente

ANÁLISE AEROACÚSTICA DOS EFEITOS DA UTILIZAÇÃO DO TRIPPING EM HÉLICES

O presente trabalho em nível de graduação foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr. Eng.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. César José Deschamps, Dr. Eng.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Saulo Güths, Dr. Eng.
Universidade Federal de Santa Catarina

Certificamos que esta é a **versão original e final** do trabalho de conclusão que foi julgado adequado para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica



Documento assinado digitalmente
Carlos Enrique Niño Bohórquez
Data: 27/08/2024 09:01:25-0300
CPF: ***.878.519-**
Verifique as assinaturas em <https://v.ufsc.br>

Prof. Carlos Enrique Niño Bohórquez, Dr.
Eng.

Coordenador do Curso



Documento assinado digitalmente
Julio Apolinario Cordioli
Data: 20/08/2024 14:28:56-0300
CPF: ***.276.989-**
Verifique as assinaturas em <https://v.ufsc.br>

Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr. Eng.
Orientador



Documento assinado digitalmente
Mateus Grassano Lattari
Data: 19/08/2024 15:46:18-0300
CPF: ***.761.176-**
Verifique as assinaturas em <https://v.ufsc.br>

Mateus Grassano Lattari, M. Eng.
Coorientador

Florianópolis, 11 de Julho de 2024.

À minha família, que me permitiu sonhar.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, eu agradeço à Deus, por todas as suas bênçãos e por me guiar em meu caminho.

Em seguida, agradeço à minha família que sempre me apoiou nas grandes escolhas da minha vida, me dando todo o incentivo, suporte e coragem para traçar meu caminho, conquistar meus sonhos e me permitir chegar hoje aqui, no fim da minha graduação em Engenharia Mecânica na UFSC, um sonho que o Gabriel de anos atrás não imaginava que fosse acontecer.

Quero agradecer especialmente à minha mãe Silvia e ao meu irmão Eduardo, que me acompanharam em todas as lutas e em todos os momentos de grandes decisões da minha vida. E que, mesmo nos momentos mais difíceis, sempre estiveram ao meu lado, me dando suporte e forças para seguir em frente. Eu sempre quis voar longe, e chego aqui hoje por causa de vocês.

Ainda quero agradecer aos meus tios Silvana e Jerri, que foram essenciais para que eu pudesse chegar onde estou hoje. Garanto que o apoio, o incentivo e o carinho de vocês permitiram que eu sonhasse mais alto e seguisse os caminhos e objetivos que sempre desejei.

Agradeço aos amigos que conquistei ao longo da minha trajetória pessoal e que me acompanharam nessa fase e também aos meus companheiros da vida acadêmica, muitos dos quais vou guardar no coração para além disso, para a vida.

Agradeço ao pessoal da E3 que me proporcionou um contato mais próximo com a vida acadêmica, trazendo a experiência de uma equipe de competição mesmo com a distância da pandemia. Agradeço também por me trazer um grupo especial, grande Evadidos da E3. Agradeço ao Gall, Giovanna, João e Exel por muitos momentos alegres compartilhados, como nossos jantares, músicas cantadas juntos ("Talvez esteja em Jaraguá..."), conversas e momentos de descontração em meio aos semetres puxados. Vale uma menção aqui ao bordão "*tshüss*" que ficou marcado. Quero manter essa amizade com vocês para sempre.

Agradeço a todo o pessoal do Laboratório de Vibrações e Acústica que participou e acompanhou a maior parte da minha trajetória na UFSC e em Florianópolis durante meu tempo como bolsista e também no desenvolvimento do meu TCC. Obrigado por sempre fazerem meus dias mais alegres, por me proporcionarem tantas experiências de vida e tantas aventuras na Ilha da Magia.

Obrigado ao time da Aeroacústica que me recebeu tão bem no laboratório e onde pude me desenvolver desde que entrei no projeto. Obrigado, Bonomo, que me escolheu para entrar no projeto; obrigado, Joanna, que sempre foi minha grande parceira e com quem tive a oportunidade de compartilhar tantos momentos especiais nesses poucos 2 anos que nos conhecemos e que parecem tantos mais; obrigado, Bela, Nicolas, Marcelo (Colombo), Meirelles (Mynames), que estiveram lá no início; Manu e Gustavo, que vieram mais tarde. Agradeço muito por conhecer também o João (Búrigo), que chegou na sala só para fazer um TCC e hoje tenho o prazer de ter não só como colega na Embraer, mas como um amigo de vida com quem espero compartilhar muitos mais momentos ainda, mesmo que seja só um solzinho no parque.

O pessoal do projeto da Dynamox, que sempre esteve presente no cotidiano do laboratório e junto nas confraternizações, cafés, conversas, almoços e bares, em especial a Racquel, que admiro como pessoa muito determinada, e Luizinho sempre presente na sala e garantindo um convite para o bar.

Em especial, agradeço ao grupo Balneários: Maria, com quem pude ter grandes aventuras, praticar diversos esportes, muitas conversas que sempre tivemos e quem com um grande coração fez meus dias mais alegres; Augusto, que me ajudou tanto agora nesse TCC, principalmente com os ensaios experimentais, mas também nas aventuras de bike e trilhas; e Miguel, com quem compartilhei meu dia a dia em Floripa e que me trouxe uma grande amizade, fico feliz de termos compartilhado grandes momentos também no laboratório e tantas risadas e ter evoluído tanto contigo também. Muito obrigado por serem tão importantes.

Agradeço a tantas outras pessoas dentro do laboratório que fizeram meus dias mais alegres, quero que se sintam abraçadas aqui. Um carinho especial para o Chefe, grande amigo que conquista os alunos com um carinho que não cabe no peito. Mari, que faz parte da vida do lab e fez cada entrada e saída minha pelo laboratório, passando por aquela secretaria, um momento mais especial.

Agradeço ao professor Júlio, como meu orientador. E agradeço também ao Mateus, como meu coorientador, por me guiarem pelo meu tema e nas minhas atividades do laboratório.

Agradeço também aos amigos da Embraer e de São José dos Campos, que, mesmo conhecendo há pouco tempo, acompanharam esta minha trajetória final do TCC. Agradeço ao pessoal da EMIT, em especial Fernanda, Luciano e Norton, que acompanharam ainda

mais de perto as loucuras do dia a dia. Também sou grato ao pessoal da VSS, especialmente Vini, Cezinha (Serginho) e André, além do João, é claro. Por fim, um agradecimento ao pessoal da casa de São José dos Campos, que me acompanharam nos dias em que eu estava escrevendo o TCC.

Obrigado a todos, por serem muito especiais para mim, muitas vezes me dando coragem e forças para terminar este Trabalho de Conclusão de Curso e me permitindo decolar para voos mais altos.

“Who has a reason for living is able supporting anything.”

(Desconhecido)

RESUMO

O rápido avanço urbano e tecnológico impulsionou o uso de *drones* e aeronaves eVTOL (do inglês, *electric vertical take-off and landing*) em diversas aplicações, como transporte de carga e passageiros, mas desafios como eficiência energética e controle de ruído precisam ser superados. Para o desenvolvimento de projetos mais eficientes, este trabalho busca analisar a assinatura acústica de hélices, componentes cruciais do sistema de propulsão dessas aeronaves. O modelo VLES/LBM, embora promissor para simular escoamentos turbulentos em torno de hélices, enfrenta desafios na correta previsão dos níveis de turbulência em baixos números de Reynolds. Para contornar este problema, a técnica do zigue-zague *tripping* é utilizada para perturbar o escoamento e induzir a transição da camada limite laminar para turbulenta, mas seus efeitos aerodinâmicos e acústicos ainda não foram completamente compreendidos. Este trabalho visa investigar numericamente e experimentalmente os efeitos da utilização do *tripping*, avaliando a sensibilidade do zigue-zague à sua posição na pá da hélice. Utilizando simulações VLES/LBM no *software* PowerFLOW e ensaios experimentais em câmara semi-anecóica, foram testadas diferentes configurações de posicionamento do *tripping*, incluindo a ausência e o posicionamento definido por um modelo semi-analítico para a previsão do ponto de transição. Os resultados numéricos e experimentais mostraram que a presença do *tripping* aumenta o ruído da hélice, tanto em banda larga quanto tonal, sendo a configuração com o *tripping* posicionado a 25% da corda a mais crítica em termos de aumento de ruído. No entanto, o *tripping* automático, que em teoria prediz a posição de transição natural da camada limite, apresentou resultados promissores em termos de ruído, aproximando-se do caso sem *tripping*. Adicionalmente, o *tripping* resultou em uma redução do empuxo e um aumento do torque, sendo o posicionamento a 25% da corda o mais crítico para ambos os casos. No entanto, o *tripping* automático, que em teoria prediz a posição de transição natural da camada limite, não se mostrou eficiente em reproduzir o caso sem *tripping* nos resultados numéricos.

Palavras-chave: Método de Lattice Boltzmann. Aeroacústica computacional. Ruído de hélice. Zigue-zague *tripping*.

ABSTRACT

The rapid urban and technological advancement has driven the use of drones and eVTOL (electric vertical take-off and landing) aircraft in various applications, such as cargo and passenger transport. However, challenges like energy efficiency and noise control need to be overcome. To develop more efficient designs, this work aims to analyze the acoustic signature of propellers, crucial components of the propulsion system of these aircraft. The VLES/LBM model, although promising for simulating turbulent flows around propellers, faces challenges in accurately predicting turbulence levels at low Reynolds numbers. To address this issue, the zig-zag tripping technique is used to disturb the flow and induce the transition from a laminar to a turbulent boundary layer, but its aerodynamic and acoustic effects are not yet fully understood. This work aims to numerically and experimentally investigate the effects of using tripping, evaluating the sensitivity of the zig-zag to its position on the propeller blade. Using VLES/LBM simulations in the PowerFLOW software and experimental tests in a semi-anechoic chamber, different tripping position configurations were tested, including the absence of tripping and the positioning defined by a semi-analytical model for predicting the transition point. Numerical and experimental results showed that the presence of tripping increases propeller noise, both broadband and tonal, with the configuration with tripping positioned at 25% of the chord being the most critical in terms of noise increase. However, automatic tripping, which in theory predicts the natural transition position of the boundary layer, showed promising results in terms of noise, approaching the case without tripping. Additionally, tripping resulted in a reduction in thrust and an increase in torque, with positioning at 25% of the chord being the most critical for both cases. However, automatic tripping, which in theory predicts the natural transition position of the boundary layer, was not efficient in reproducing the case without tripping in the numerical results.

Keywords: Lattice Boltzmann Method. Computational Aeroacoustics. Propeller Noise. Zig-zag tripping.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Concepções de sistemas de propulsão elétrica distribuída.	16
Figura 2 – Estrutura protuberante em zigue-zague inserida na superfície de uma pá de uma hélice (zigue-zague <i>tripping</i>).	17
Figura 3 – Principais estruturas e regiões de uma hélice.	20
Figura 4 – Perfil aerodinâmico.	21
Figura 5 – Torção de uma hélice.	21
Figura 6 – Espectro característico do ruído de hélice.	22
Figura 7 – Fontes de ruído aerodinâmico.	24
Figura 8 – Características do ruído tonal estacionário.	25
Figura 9 – Características do ruído tonal não-estacionário.	26
Figura 10 – Características do ruído banda larga.	26
Figura 11 – Regimes de escoamento e regiões da camada limite.	27
Figura 12 – Desenvolvimento de uma camada limite laminar ao encontrar um <i>trip</i> no formato de fio e sua evolução para TBL	31
Figura 13 – Geometria do casco DARPA SUBOFF equipado com <i>tripping</i> na proa, vela e apêndices de popa.	34
Figura 14 – Estrutura da metodologia computacional.	39
Figura 15 – Configuração de <i>Voxel</i> usada pelo PowerFLOW. Cada número inteiro corresponde a uma velocidade $\mathbf{v}_i$	43
Figura 16 – Geometria da hélice.	50
Figura 17 – Distribuição de corda e torção da hélice.	51
Figura 18 – Hélice de Delft usinada.	51
Figura 19 – Geometria do <i>tripping</i>	52
Figura 20 – Refinamento Circunscrito.	53
Figura 21 – Refinamento nas bordas da hélice.	54
Figura 22 – Refinamento para uma seção representativa à 75% do raio da pá. . . .	54
Figura 23 – Malha externa (fixa) e interna (rotativa).	55
Figura 24 – Valores de y^+ na superfície da hélice.	55
Figura 25 – Bancada de testes.	58
Figura 26 – Arranjo experimental dos microfones.	59
Figura 27 – Casos de <i>tripping</i> ensaiados.	60

Figura 28 – Espectros de pressão sonora obtidos numericamente para diferentes configurações de <i>tripping</i> e ângulos de medição: (a) -45° , (b) 0° e (c) 45° .	63
Figura 29 – Carregamentos numéricos para diferentes configurações de <i>tripping</i> .	65
Figura 30 – Contornos para a pressão total na superfície no plano de giro da hélice (lado de sucção).	66
Figura 31 – Contornos para a magnitude da vorticidade no plano de giro da hélice (lado de sucção).	67
Figura 32 – Distribuições de magnitude da velocidade para diferentes configurações de <i>tripping</i> : (a) sem <i>tripping</i> , (b) <i>tripping</i> a 75%, (c) <i>tripping</i> a 50%, (d) <i>tripping</i> automático, e (e) <i>tripping</i> a 25%.	69
Figura 33 – Distribuição de viscosidade turbulenta com <i>tripping</i> a 25%.	70
Figura 34 – Espectros de pressão sonora medidos experimentalmente para diferentes configurações de <i>tripping</i> e ângulos de medição: (a) -45° , (b) 0° e (c) 45° .	72
Figura 35 – Carregamentos experimentais para diferentes configurações de <i>tripping</i> .	74
Figura 36 – Comparação espectros experimental e numéricos sem <i>tripping</i> e <i>tripping</i> automático.	76
Figura 37 – Erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos.	76
Figura 38 – Erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos.	77
Figura 39 – Comparação entre os espectros numéricos e experimentais para diferentes configurações de <i>tripping</i> : (a) sem <i>tripping</i> , (b) <i>tripping</i> a 75%, (c) <i>tripping</i> a 50%, (d) <i>tripping</i> automático, e (e) <i>tripping</i> a 25%.	88
Figura 40 – Desenho técnico da Hélice de Delf	112

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Número de elementos (<i>surfels</i> e <i>voxels</i>) em cada caso simulado.	53
Tabela 2 – Comparação dos empuxos numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso Sem <i>Tripping</i> Experimental.	78
Tabela 3 – Comparação dos torques numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso Sem <i>Tripping</i> Experimental.	79

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	MOTIVAÇÃO	15
1.2	OBJETIVOS	18
1.2.1	Objetivo Geral	18
1.2.2	Objetivos Específicos	19
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO	19
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
2.1	ELEMENTOS DE HÉLICES	20
2.1.1	Características gerais	20
2.1.2	Características geométricas	21
2.2	CARACTERIZAÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICE	22
2.2.1	Ruído tonal	23
2.2.1.1	Ruído tonal estacionário	24
2.2.1.2	Ruído tonal não-estacionário	25
2.2.2	Ruído de banda larga	25
2.3	CAMADA LIMITE	27
2.4	<i>TRIPPING</i>	30
2.4.1	Usos Gerais	32
2.4.2	Aerofólios	35
2.4.3	Hélices	36
2.5	RESUMO DA REVISÃO	38
3	METODOLOGIA COMPUTACIONAL	39
3.1	MÉTODO DE LATTICE BOLTZMANN (LBM)	39
3.2	ANALOGIA ACÚSTICA DE FFOWCS WILLIAMS - HAWKINGS (FW-H)	44
3.2.1	Formulação 1A	47
3.3	POWERVIZ	48
3.4	GEOMETRIA	49
3.4.1	Hélice	49

3.4.2	<i>Tripping</i>	51
3.5	MALHA	52
3.6	DESCRIÇÃO DAS SIMULAÇÕES	56
3.7	VALIDAÇÃO	57
4	RESULTADOS	62
4.1	RESULTADOS NUMÉRICOS	62
4.2	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	71
4.3	COMPARAÇÃO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL	75
5	CONCLUSÕES	80
5.1	TRABALHOS FUTUROS	81
	 Bibliografia	 83
	 APÊNDICE A – ESPECTROS NUMÉRICOS E EXPERIMENTAIS DE CADA CASO ANALISADO	 88
	 APÊNDICE B – APRESENTAÇÃO DA DEFESA - 11/07/2024	89
	 ANEXO A – DESENHO TÉCNICO - HÉLICE DE DELFT .	112

1 INTRODUÇÃO

1.1 MOTIVAÇÃO

O rápido crescimento urbano, aliado ao desenvolvimento tecnológico das últimas décadas, trouxe consigo inúmeros benefícios para o dia a dia das pessoas, incluindo o aumento do acesso a diversos serviços, como o transporte aéreo. O uso de veículos aéreos não tripulados, conhecidos como *drones*, por exemplo, já é uma realidade presente em atividades como agricultura de precisão, patrulhamento de fronteiras, segurança pública, uso recreativo e midiático e, mais recentemente, na logística de entrega de pequenos pacotes em centros urbanos [26]. Além disso, o advento de tecnologias disruptivas como aeronaves de decolagem e aterrissagem vertical elétrica (do inglês, *electric vertical take-off and landing* ou eVTOL) também é uma realidade que se aproxima cada vez mais, com empresas multinacionais como Embraer, Boeing e Airbus desenvolvendo seus primeiros modelos [1, 15, 50]. Prevê-se que esses veículos sejam usados numa vasta gama de aplicações tais como taxis aéreos, entrega de encomendas, serviços de emergência, policiamento, agricultura, dentre outras possibilidades [30]. No entanto, essas tecnologias também trazem consigo alguns desafios a serem encarados, como melhora da eficiência energética e controle de ruído.

O avanço dos sistemas de propulsão elétrica distribuída, comumente empregados em veículos eVTOL (Figura 1), requer uma análise cuidadosa das características do seu projeto. Apesar de serem uma excelente alternativa para o uso de equipamentos à base de combustíveis fósseis, contribuindo para o desenvolvimento tecnológico sustentável [34], é importante considerar o alcance reduzido dessas tecnologias devido às limitações energéticas das baterias [35]. Portanto, é desejável que essas tecnologias apresentem alta eficiência energética, eficiência propulsiva otimizada bem como baixa emissão de ruído para garantir sua aceitabilidade em ambientes urbanos [36]. A baixa emissão acústica, em particular, desempenha um papel crucial no projeto dessas tecnologias, pois influencia diretamente as comunidades urbanas, especialmente considerando a previsão de uso dessas aeronaves de transporte aéreo nas proximidades de grandes centros.

Com o crescimento dessas tecnologias surge também a necessidade de atendimento de normas e exigências da aviação para a sua operação no espaço aéreo. Metas ambientais defendidas pela Organização das Nações Unidas (ONU) [31] e a União Europeia (UE) [45],



(a) Drone de entregas divulgado pela Ucondo.

Fonte: Adaptado de Ucondo [14]



(b) Projeto proposto pela EVE Air Mobility, subsidiária da EmbraerX.

Fonte: Eve Air Mobility [15]



(c) Projeto proposto pela Wisk Aero, subsidiária da Boeing.

Fonte: Adaptado de Wisk Aero [50]



(d) CityAirbus NextGen, projeto proposto pela Airbus.

Fonte: Adaptado de Airbus [1]

Figura 1 – Concepções de sistemas de propulsão elétrica distribuída.

como a redução da emissão de ruído, impactam diretamente o desenvolvimento de projetos aeronáuticos [5]. Em resposta à crescente preocupação com a poluição sonora, a Organização Internacional de Aviação Civil (ICAO) [19] e a *Federal Aviation Administration* (FAA) [46] estabelecem padrões relevantes de aeronavegabilidade para lidar com essa problemática. Um desafio significativo relacionado às normas acústicas é a previsão das emissões sonoras.

As hélices são componentes essenciais do sistema de propulsão de aeronaves de propulsão elétrica distribuída e representam a principal fonte de emissão acústica dessas aeronaves [9, 28]. Portanto, a caracterização da sua assinatura acústica é fundamental para compreender os efeitos de ruído originados por esse componente. O ruído de uma hélice pode ser classificado em duas componentes principais: o ruído tonal e o ruído de banda larga. A primeira componente, o ruído tonal, surge periodicamente devido a fontes determinísticas, como as cargas aerodinâmicas das hélices e a frequência de passagem das pás (do inglês, *Blade Passing Frequency* ou BPF), que possui características rotativas e

cíclicas. Em contrapartida, a segunda, o ruído de banda larga, é gerada por turbulências no escoamento e efeitos de vórtices, sendo mais desafiador de prever [5, 20, 26].

Recentemente, o uso de simulações computacionais para resolver o escoamento turbulento em torno de hélices tem ganhado destaque na comunidade acadêmica, permitindo a avaliação detalhada de parâmetros de projeto complexos e fenômenos físicos que antes eram difíceis de estudar experimentalmente. [10–13, 39, 51–53]. Em especial, o modelo de alta fidelidade VLES (do inglês, *Very Large Eddy Simulation*), aliado ao Método de Lattice-Boltzmann (LBM) e implementado no *software* comercial PowerFLOW de simulação fluidodinâmica, tem despertado interesse. Isso se deve à sua capacidade, em conjunto com os módulos de pós-processamento que compõem o *software* PowerACOUSTICS, de prever o ruído de hélice com uma margem de precisão de 1 a 5 dB em comparação com experimentos, exigindo apenas uma fração do esforço computacional necessário para uma clássica Simulação de Grandes Escalas (LES, do inglês: *Large Eddy Simulation*) [6].

Embora o método VLES/LBM seja promissor, enfrenta desafios ao lidar com hélices em baixos números de Mach. No estudo de Romani et al. [36], dificuldades foram encontradas ao tentar iniciar a transição da camada limite turbulenta em uma hélice de duas pás com 300 mm de diâmetro. Para contornar esse problema, os pesquisadores introduziram uma estrutura protuberante em forma de zigue-zague na superfície da hélice, ilustrada na Figura 2. Essa estrutura tem o objetivo de perturbar o escoamento e proporcionar instabilidades hidrodinâmicas suficientes para a promoção de um regime turbulento do escoamento, induzindo, dessa forma, o *solver* do modelo numérico de VLES a transitar da turbulência modelada para a turbulência resolvida.

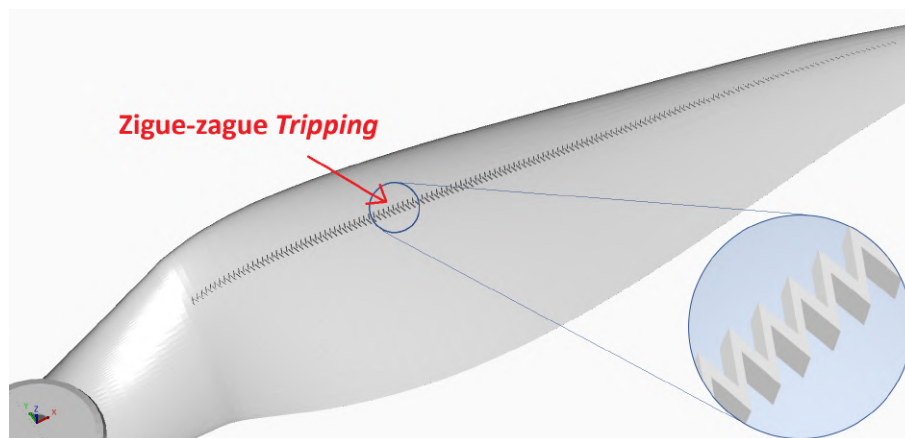


Figura 2 – Estrutura protuberante em zigue-zague inserida na superfície de uma pá de uma hélice (*zigzag tripping*).

A localização desta estrutura em zigue-zague, chamada de *tripping*, ao longo da corda da pá da hélice, foi determinada por Romani et al. [36] utilizando o *software* comercial Xfoil. Este *software*, que se baseia na Teoria do Momento do Elemento de Pá (BEMT, do inglês: *Blade Element Momentum Theory*) e no método dos painéis 2D, foi utilizado para prever a posição de transição da camada limite laminar para turbulenta, e o *tripping* foi posicionado neste local. Após a solução do escoamento, resultados de performance foram extraídos e o ruído foi propagado para campo distante através da formulação Farassat 1-A, utilizando o código presente no *software* OPTydB.

O uso de zigue-zague *tripping* como um elemento perturbador do escoamento para induzir a transição da camada limite laminar para turbulenta é uma prática comum em experimentos, como túneis de vento e turbinas eólicas [24, 37, 38, 47]. No entanto, a aplicação dessa técnica em simulações numéricas, especialmente em modelos VLES para Aeroacústica Computacional (CAA, do inglês: Computational Aeroacoustics) de hélices, ainda apresenta lacunas de conhecimento [29, 36, 44]. Dúvidas persistem sobre os possíveis efeitos aerodinâmicos e acústicos do *tripping*, incluindo a geração de ruído espúrio.

Para suprir essa lacuna, o presente trabalho propõe uma investigação numérica e experimental dos efeitos do zigue-zague *tripping* em hélices. O objetivo é avaliar a sensibilidade do desempenho aerodinâmico e da emissão de ruído à posição do *tripping* ao longo da corda da pá. As simulações numéricas serão realizadas utilizando o *software* PowerFLOW, que emprega o método Lattice-Boltzmann (LBM) e a analogia acústica de Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H). A validação experimental será conduzida em câmara semi-anecóica no Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da UFSC, testando diferentes configurações de posicionamento do *tripping*. Espera-se que os resultados contribuam para o desenvolvimento de projetos de hélices mais eficientes e silenciosas, com aplicações em diversas áreas, como drones e eVTOLs.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Analisar efeitos aerodinâmicos e acústicos da instalação do zigue-zague *tripping* em uma hélice, em diferentes posições ao longo da corda da pá.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Realizar simulações numéricas VLES/LBM no *software* PowerFLOW para avaliar o impacto do zigue-zague *tripping*, em diferentes posições ao longo da corda, no escoamento em torno de uma hélice e na geração de ruído;
- Analisar a influência do zigue-zague *tripping*, em diferentes posições ao longo da corda e ângulos de medição, na emissão de ruído da hélice (tonal e banda larga), por meio de simulações numéricas e ensaios experimentais;
- Quantificar o impacto do zigue-zague *tripping*, em diferentes posições ao longo da corda, no desempenho aerodinâmico da hélice (empuxo e torque) por meio de simulações numéricas e ensaios experimentais;
- Validar os resultados numéricos de ruído e carregamentos aerodinâmicos, obtidos por meio de simulações VLES/LBM, comparando-os com dados experimentais adquiridos em câmara semi-anecóica.

1.3 ESTRUTURA DO TRABALHO

Este trabalho está estruturado na forma de Capítulos, os quais são organizados da seguinte forma:

- Capítulo 2 aborda os conceitos teóricos relevantes para o trabalho, incluindo elementos de hélices, caracterização do ruído de hélice, camada limite e *tripping*;
- Capítulo 3 detalha a metodologia computacional e validação experimental utilizada, incluindo o Método de Lattice Boltzmann (LBM), a analogia acústica de Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H), o *software* PowerFLOW e a ferramenta de visualização PowerVIZ e a bancada de testes;
- Capítulo 4 apresenta os resultados obtidos nas simulações numéricas e nos ensaios experimentais, incluindo a análise dos efeitos do *tripping* no desempenho aerodinâmico e na emissão de ruído da hélice;
- Capítulo 5 sintetiza as principais conclusões do trabalho, destacando os resultados mais relevantes e as implicações para o projeto de hélices. O capítulo contém também sugestões para trabalhos futuros.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 ELEMENTOS DE HÉLICES

2.1.1 Características gerais

Hélices são superfícies rotativas compostas de lâminas, projetadas para gerar força de propulsão e/ou sustentação quando em movimento num fluido, como o ar ou a água. Hélices possuem um conjunto de pás que são projetadas para produzir regiões de baixa e alta pressão, promovendo o surgimento de forças que induzem o fluido a partir da frente da hélice e empurram-no para trás, gerando assim impulso [25]. A Figura 3 ilustra as principais estruturas e regiões que constituem esse dispositivo rotativo.

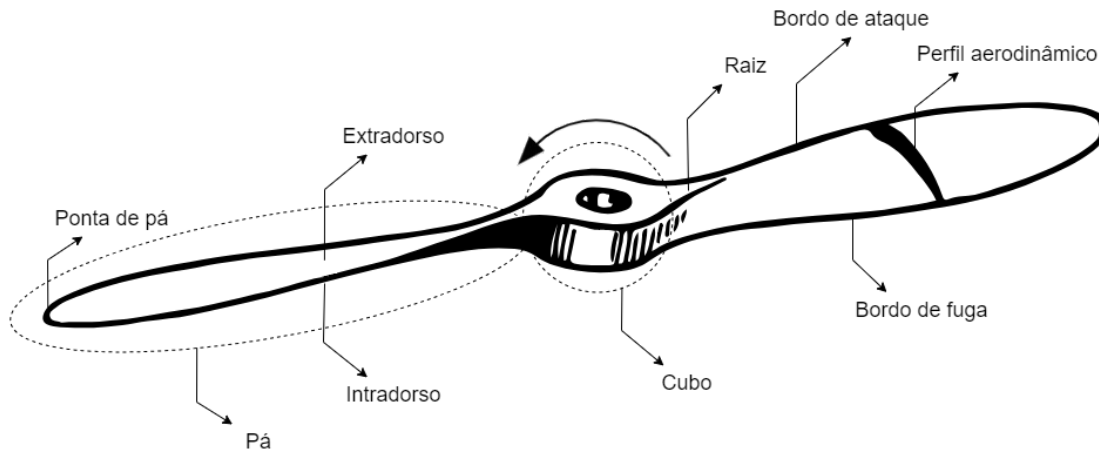


Figura 3 – Principais estruturas e regiões de uma hélice.

Fonte: Adaptado de C. A. Martins [27]

O cubo da hélice é a estrutura central, responsável por suportar e conectar as pás da hélice ao eixo de rotação, transmitindo a potência gerada por um dispositivo de propulsão, como no caso de um motor elétrico, para as pás da hélice. A região onde ocorre a conexão da pá com o cubo é denominada raiz da hélice, sendo uma área de alta concentração de esforços, sujeita a forças significativas de tração e torção durante o funcionamento da hélice. Para lidar com esses esforços, a raiz da hélice é projetada com um perfil aerodinâmico mais robusto.

Por outro lado, a ponta da pá é a extremidade da hélice, localizada no lado oposto à raiz. Conforme a pá se estende da raiz em direção à ponta, o perfil aerodinâmico tende a se afinar progressivamente. Essa variação no perfil da pá ajuda a otimizar o desempenho

aerodinâmico da hélice em diferentes condições de operação, garantindo uma distribuição uniforme de carga ao longo de toda a extensão da pá.

As hélices, além de suas características estruturais, possuem regiões aerodinâmicas distintas que contribuem para a propulsão. O extradorso (superfície superior) gera baixa pressão devido ao aumento da velocidade do fluido, enquanto o intradorso (superfície inferior) induz alta pressão pela diminuição da velocidade. Essa diferença de pressão impulsiona a hélice. Além disso, o bordo de ataque (frente da pá) e o bordo de fuga (parte traseira) apresentam variações significativas nos níveis de pressão, influenciando o desempenho da hélice.

2.1.2 Características geométricas

A caracterização de uma hélice depende de diversos parâmetros, dentre eles, os parâmetros geométricos, os quais desempenham um papel fundamental no controle do ruído gerado por uma hélice, e a combinação adequada deles é essencial para o desenvolvimento de um projeto eficiente. As Figuras 4 e 5 apresentam os principais parâmetros geométricos utilizados no projeto de uma hélice.

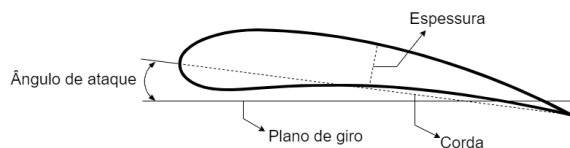


Figura 4 – Perfil aerodinâmico.

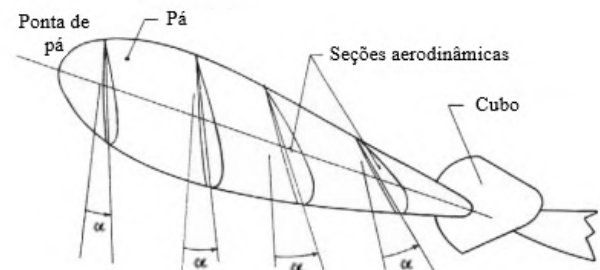


Figura 5 – Torção de uma hélice.

Fonte: Adaptado de Koyovis [32]

Os principais parâmetros geométricos incluem o diâmetro, o passo, o perfil aerodinâmico, a espessura da pá, a corda da pá e a torção (indicada por α na Figura 5). O diâmetro, que é a medida do tamanho total da estrutura, influencia diretamente o carregamento na pá da hélice, afetando seu desempenho aerodinâmico e acústico. Por outro lado, o passo refere-se à distância linear que a hélice avança em uma rotação completa e determina a quantidade de empuxo gerado por unidade de rotação.

O perfil aerodinâmico da pá é projetado com curvaturas e características específicas para otimizar a eficiência aerodinâmica da hélice, maximizando a geração de sustentação

ou propulsão e minimizando o arrasto, garantindo um desempenho eficaz da hélice em diferentes condições de operação. Além disso, a espessura da pá e a corda da pá são medidas que influenciam diretamente o volume de fluido movido pela pá, contribuindo significativamente para o ruído de espessura gerado durante a operação da hélice. A torção, por sua vez, refere-se ao ângulo de ataque presente nos perfis aerodinâmicos ao longo do raio da pá e influencia a distribuição do carregamento aerodinâmico ao longo da hélice.

2.2 CARACTERIZAÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICE

A aeroacústica é um campo que se dedica ao estudo do som gerado por interações aerodinâmicas, buscando compreender o ruído produzido pelo movimento relativo entre um corpo sólido ou uma corrente de fluido e o meio circundante [20]. Na análise de dados acústicos, como a flutuação do campo de pressão, o domínio da frequência é frequentemente utilizado para revelar características dos sinais que podem não ser evidentes no domínio do tempo. Um exemplo relevante é o ruído produzido por hélices de aeronaves, cuja predição é fundamental para o estudo desse componente de sistemas de propulsão. Para tanto, é crucial identificar as características do ruído apresentado por uma hélice.

Para ilustrar as características do ruído de hélice, a Figura 6 apresenta um espectro de magnitude típico de uma hélice isolada. Esse gráfico esboça o comportamento esperado dos resultados de ruído para as simulações aeroacústicas realizadas neste estudo.

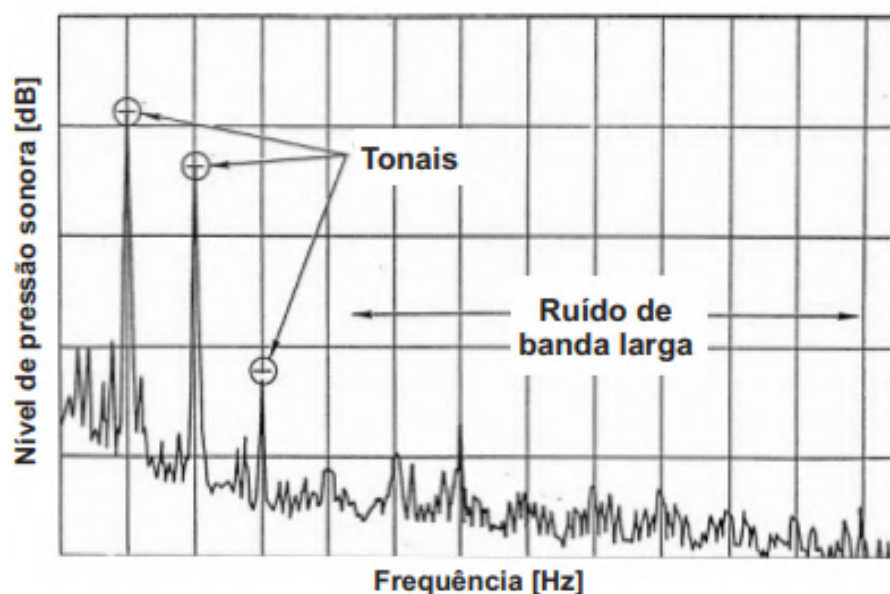


Figura 6 – Espectro característico do ruído de hélice.

Fonte: Martinelli Martins [26]

O espectro revela características distintas do ruído de hélice, evidenciando a presença de duas componentes principais: o ruído tonal e o ruído de banda larga. Primeiramente, observa-se picos de alta amplitude em diferentes frequências ao longo do espectro. Esses picos correspondem ao ruído tonal, que surge em frequências específicas e é associado a fontes de natureza determinística [20]. Notavelmente, esses picos surgem em múltiplos de uma frequência fundamental, indicando a presença de harmônicos. Esses picos tonais são mais predominantes em baixas frequências e se misturam com o restante do espectro em frequências mais altas.

Além dos harmônicos, também pode-se observar uma distribuição contínua de energia ao longo do espectro, representando o ruído de banda larga. Ao contrário do ruído tonal, o ruído de banda larga é menos estruturado e está associado a fontes não determinísticas, como a turbulência do fluxo de ar em torno da hélice. Conforme a frequência aumenta, a energia do ruído de banda larga diminui gradualmente, refletindo a dissipação de energia acústica em frequência mais altas.

As características espectrais do ruído de hélice, como os picos tonais e a banda larga, são resultado de diversas interações entre o fluxo de escoamento e a superfície da hélice. Essas interações, de natureza estacionária, não-estacionária e aleatória, originam diferentes mecanismos de geração de ruído, classificados conforme a Figura 7 [20]. As fontes estacionárias estão relacionadas à rotação da hélice e à geometria das pás, enquanto as fontes não-estacionárias e aleatórias são influenciadas pela turbulência do escoamento e pelas interações do fluxo com a própria hélice e até mesmo com outras partes da aeronave [20, 25, 26, 28].

2.2.1 Ruído tonal

O ruído tonal, também conhecido como harmônico, é uma componente periódica caracterizada pela frequência de passagem de pá (BPF, do inglês: *Blade Passing Frequency*). Para uma hélice com B pás operando com uma velocidade de rotação de N , o ruído resultante aparece como um sinal com frequência fundamental BN . Tipicamente, o sinal gerado não é um tom puro, então harmônicos surgem como múltiplos inteiros da frequência fundamental. O primeiro harmônico é o fundamental, o segundo ocorre em duas vezes a frequência fundamental e assim por diante [25].



Figura 7 – Fontes de ruído aerodinâmico.

Fonte: Martinelli Martins [26]

2.2.1.1 Ruído tonal estacionário

O ruído tonal estacionário em hélices, representado na Figura 8, é composto principalmente por duas contribuições: o ruído de espessura e o ruído de carregamento [20, 25, 28]. O ruído de espessura surge do deslocamento periódico do ar causado pelo movimento das pás, similar a um pistão que injeta e remove ar do meio [20]. Essa natureza periódica do movimento gera o ruído de espessura, que pode ser representado por fontes acústicas do tipo monopolo, emitindo ondas sonoras em todas as direções [20]. A amplitude do ruído de espessura é proporcional ao volume de ar deslocado e suas frequências características dependem do formato do aerofólio da pá e, principalmente, da velocidade de rotação da hélice, tornando-se mais relevante em altas velocidades [25].

O ruído de carregamento em hélices é originado pelas flutuações de pressão em torno das pás, decorrentes das forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto [20]. Essas flutuações podem ser representadas analiticamente por uma distribuição de dipolos, que modelam as forças de carregamento, e por uma distribuição de quadrupolos, que representam as flutuações de tensão cisalhante devido à turbulência [26]. A contribuição dos quadrupolos é geralmente desprezível em escoamentos subsônicos, tornando-se relevante apenas em casos de velocidades de ponta de pá muito elevadas [25]. O ruído de carregamento é um mecanismo importante em baixas a moderadas velocidades e sua intensidade é influenciada por fatores como a geometria da pá, a velocidade de rotação, o ângulo de ataque e as condições de voo [25].

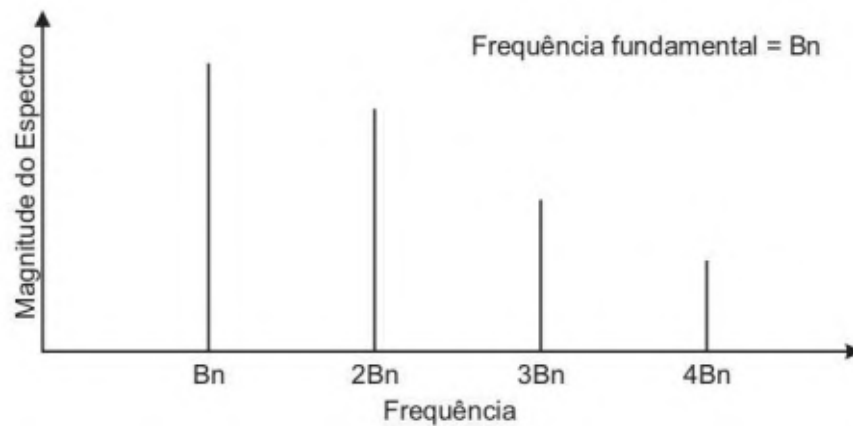


Figura 8 – Características do ruído tonal estacionário.

Fonte: Martinelli Martins [26]

2.2.1.2 Ruído tonal não-estacionário

O ruído tonal não-estacionário em hélices é caracterizado por sua dependência temporal e tem origem nas variações periódicas e aleatórias do carregamento nas pás [25, 28]. Um exemplo comum de carregamento periódico não-estacionário é o efeito do ângulo de ataque do eixo da hélice em relação ao fluxo de entrada [25]. Essa inclinação causa uma mudança cíclica no ângulo de ataque local de cada pá, resultando em variações no carregamento ao longo de uma revolução. Distorções no escoamento invariantes no tempo, como a esteira de vórtices gerada por uma pá anterior, contribuem para a geração de harmônicos na frequência de passagem da pá [25, 28]. A interação entre o ruído de carregamento não-estacionário e o ruído tonal estacionário pode levar ao alargamento do espectro sonoro, com o surgimento de picos em frequências próximas aos harmônicos da frequência de passagem da pá (Figura 9) [25, 28]. A ingestão de vórtices, por exemplo, pode gerar impulsos que persistem por várias revoluções da hélice, contribuindo para o ruído não-estacionário [20, 25].

2.2.2 Ruído de banda larga

O ruído de banda larga em hélices é um fenômeno complexo, originado por diversas fontes e mecanismos relacionados à interação do escoamento com as pás da hélice [20]. Um dos principais mecanismos é a formação e o desprendimento de vórtices no fluxo que passa pela pá. As diferentes condições de escoamento ao longo da pá contribuem para uma ampla faixa de frequências de desprendimento, resultando em um espectro de ruído de banda larga [4, 20, 25]. A radiação acústica associada a esse mecanismo é tipicamente do

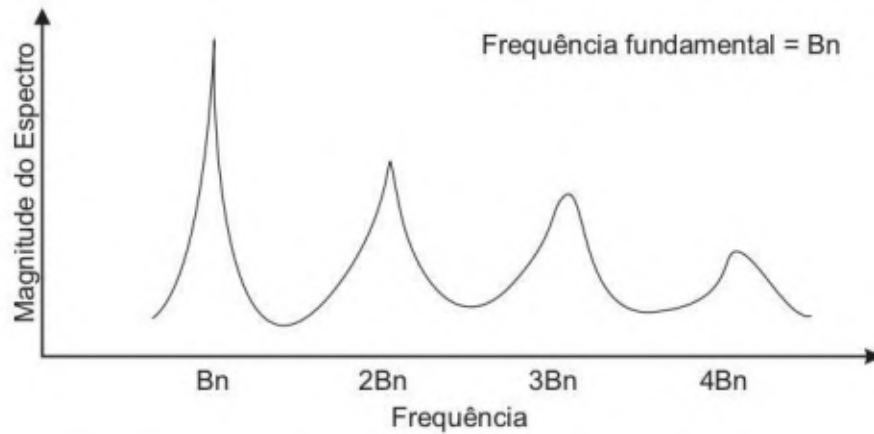


Figura 9 – Características do ruído tonal não-estacionário.

Fonte: Adaptado de D. W. Kurtz e J. E. Marte [20]

tipo dipolo [25].

Além dos vórtices gerados no escoamento ao redor da pá, a camada limite turbulenta que se desenvolve sobre a superfície da pá também contribui para o ruído de banda larga [4]. Essa camada limite gera flutuações de pressão que se propagam como ondas sonoras, com características de quadrupolo [25]. A interação dos vórtices da ponta da pá com o bordo de fuga também pode ser uma fonte significativa de ruído de banda larga [4, 20].

Outro fator importante é a interação do escoamento turbulento de entrada com os bordos de ataque e de fuga das pás [4, 28]. A natureza turbulenta do escoamento resulta em um ruído aleatório de banda larga, cuja importância depende da intensidade da turbulência de entrada e pode ser significativa em baixas velocidades de rotação [25]. No bordo de fuga, a interação da turbulência com a camada limite e com os vórtices da ponta da pá também contribui para o ruído de banda larga [4, 20, 25, 28].

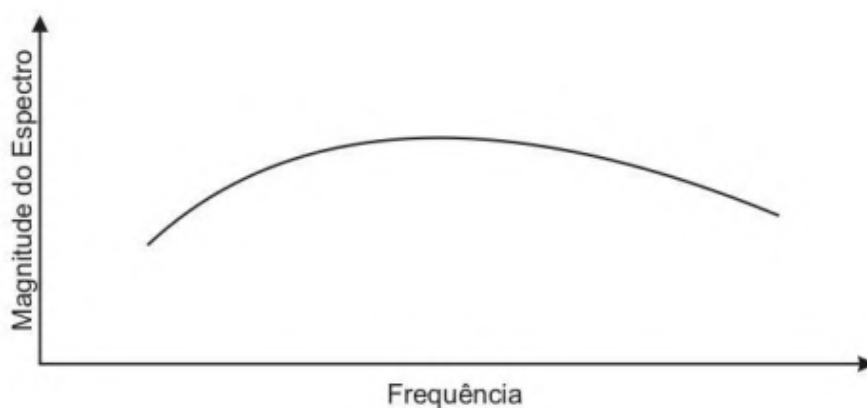


Figura 10 – Características do ruído banda larga.

Fonte: Adaptado de D. W. Kurtz e J. E. Marte [20]

2.3 CAMADA LIMITE

A camada limite é uma região fundamental no estudo do escoamento de fluidos sobre superfícies sólidas [48]. Ela se forma devido à interação entre um corpo sólido e um fluido com movimento relativo entre si, sendo caracterizada por uma variação gradual da velocidade do fluido, desde zero na superfície do corpo até a velocidade do escoamento livre, ou seja, a velocidade do fluido longe da influência da superfície. Essa região é dominada pelos efeitos da viscosidade do fluido, que desempenham um papel crucial na determinação do comportamento do escoamento e suas consequências, como o arrasto aerodinâmico e a geração de ruído [48].

A forma mais simples de visualizar a formação e o desenvolvimento da camada limite é considerar o caso de um fluxo laminar de um fluido com velocidade uniforme sobre uma superfície plana e lisa. Nesse cenário, a camada limite se desenvolve continuamente a partir da borda de ataque da placa, com sua espessura, denotada por $\delta(x)$, aumentando à medida que o fluido se desloca ao longo da superfície (Figura 11) [48].

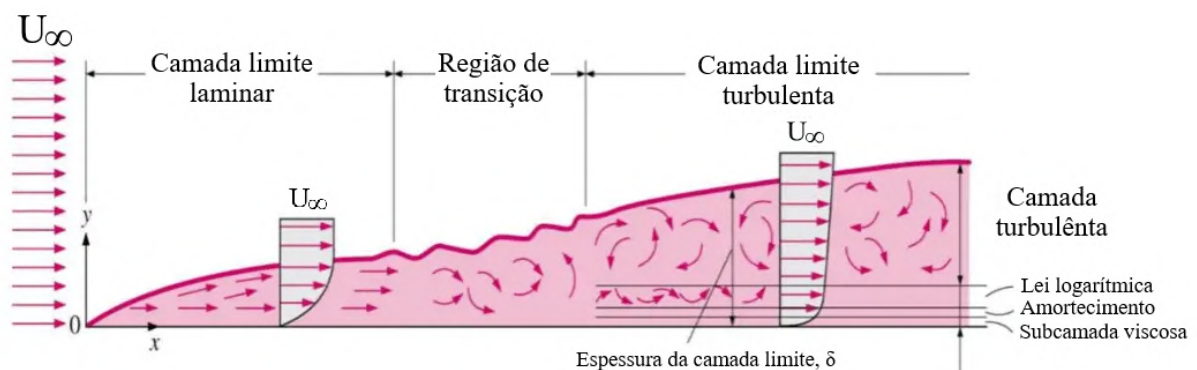


Figura 11 – Regimes de escoamento e regiões da camada limite.

Fonte: Adaptado de Çengel e Cimbala [8]

As camadas limites apresentam diferentes regimes de escoamento, geralmente classificados como: laminar, de transição e turbulento. No regime laminar, o fluxo de fluido é bem organizado e ocorre em camadas paralelas, sem mistura significativa entre elas. Conforme o fluido escoar sobre a superfície, perturbações no escoamento podem desencadear a transição para um estado intermediário, denominado regime de transição. Nesse regime, instabilidades hidrodinâmicas começam a surgir, aumentando a troca de quantidade de movimento entre as camadas do fluido. Com o aumento das instabilidades, o escoamento evolui para o regime turbulento completamente desenvolvido, caracterizado por um fluxo

altamente desorganizado, com a presença de vórtices e flutuações aleatórias, resultando em maior mistura e troca de quantidade de movimento [48].

A camada limite turbulenta pode ser dividida em duas regiões principais: a camada interna (do inglês: *inner layer*), onde os efeitos viscosos são predominantes, e a camada externa (do inglês: *outer layer*), dominada pelos efeitos inerciais do escoamento. A camada interna, adjacente à superfície sólida, é composta por sub-regiões distintas, definidas com base na distância relativa à parede e nos mecanismos dominantes do escoamento: a subcamada limite viscosa, onde os efeitos viscosos são predominantes; a camada de amortecimento, que representa a transição entre os efeitos viscosos e inerciais; e a região da lei logarítmica, onde o perfil de velocidade do escoamento segue uma distribuição logarítmica e os efeitos inerciais começam a se tornar mais proeminentes [48].

Na camada externa, mais distante da superfície sólida, os efeitos inerciais predominam sobre os viscosos. Essa região caracteriza-se por um comportamento turbulento e altamente desorganizado. Flutuações turbulentas de grande escala são predominantes, contribuindo para a mistura intensa e a troca de quantidade de movimento no escoamento [48].

Um parâmetro adimensional fundamental na mecânica dos fluidos é o Número de Reynolds (Re), que relaciona as forças inerciais, associadas ao movimento do fluido, com as forças viscosas, que se opõem a esse movimento. O número de Reynolds desempenha um papel crucial na caracterização do escoamento e na previsão da transição do regime laminar para o turbulento. Seu valor permite determinar se o escoamento é laminar, de transição ou turbulento, fornecendo informações para a análise de sistemas que envolvem escoamento de fluidos.

O cálculo do Número de Reynolds é baseado em uma dimensão característica do problema, que pode variar dependendo da geometria. Por exemplo, para hélices, a corda do perfil aerodinâmico é frequentemente utilizada como dimensão característica. No caso de uma placa plana, o Número de Reynolds é dado pela seguinte equação:

$$Re_x = \frac{U_\infty x}{\nu} \quad (2.1)$$

onde Re_x é o Número de Reynolds baseado na distância x , U_∞ é a velocidade do escoamento livre, x é a distância a partir da borda de ataque da placa, e ν é a viscosidade cinemática do fluido [48].

A espessura da camada limite, denotada por δ , é uma medida da distância entre a

superfície sólida e o ponto onde a velocidade do fluido atinge aproximadamente 99% da velocidade do escoamento livre (U_∞). No entanto, existem outras medidas que fornecem uma visão mais detalhada dos efeitos do escoamentos dentro da camada limite [48].

A espessura de deslocamento (δ^*) e a espessura de quantidade de movimento (θ) são duas dimensões características importantes que capturam os efeitos da camada limite sobre o escoamento externo. A espessura de deslocamento representa a distância que a superfície teria que ser deslocada para que o fluxo sem camada limite tivesse a mesma vazão mássica que o fluxo real. Já a espessura de quantidade de movimento representa a variação da quantidade de movimento devido ao atrito viscoso. Essas espessuras podem ser calculadas, respectivamente, a partir das seguintes equações:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy \quad (2.2)$$

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy \quad (2.3)$$

onde u é a velocidade do fluido na direção do escoamento e y é a distância perpendicular à superfície [48]. A espessura de deslocamento é utilizada para modificar a geometria do aerofólio e simular o efeito da camada limite em condições de contorno de escorregamento, como será discutido na seção 2.4. A espessura de quantidade de movimento é utilizada para calcular o número de Reynolds de momentum da camada limite, um parâmetro importante para avaliar a transição laminar-turbulenta.

Outro valor adimensional importante no contexto de capturar os efeitos da camada limite em simulações de dinâmica dos fluidos é o y^+ , que representa a distância adimensional da parede de um corpo sólido à uma célula de interesse da malha numérica, criada para resolver o escoamento, na direção normal à parede. O y^+ é visto como uma medida de refinamento da malha próximo à parede e White [48] define três regiões distintas na camada limite turbulenta com base no valor de y^+ :

- Subcamada limite viscosa ($y^+ < 5$): Região dominada por efeitos viscosos, onde a velocidade do fluido varia linearmente com a distância da parede.
- Camada de transição ou buffer ($5 < y^+ < 30$): Região intermediária, onde os efeitos viscosos e turbulentos são importantes.

- Camada logarítmica ou turbulenta ($y^+ > 30$): Região dominada por efeitos turbulentos, onde o perfil de velocidade segue uma lei logarítmica.

A expressão para o cálculo de y^+ é dada por:

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu} \quad (2.4)$$

onde:

- u_* é a velocidade de fricção;
- y é a distância da parede à primeira célula da malha.

A transição da camada limite, de regime laminar para turbulento, é um fenômeno crucial em diversas aplicações da engenharia, notadamente na aerodinâmica. Essa transição pode ocorrer naturalmente, devido às características do escoamento e da superfície, ou ser induzida artificialmente por meio de técnicas específicas. Em asas de aeronaves, por exemplo, a indução da transição para uma camada limite turbulenta pode postergar a separação do fluxo, resultando em maior sustentação e menor arrasto. No contexto de hélices, a presença de uma camada limite turbulenta é esperada, e sua previsão precisa é fundamental para a avaliação dos impactos aerodinâmicos e aeroacústicos no escoamento.

Simulações fluidodinâmicas desempenham um papel essencial na análise do comportamento da camada limite. Para garantir que a transição para o regime turbulento seja fielmente representada nessas simulações, dispositivos de *tripping* são frequentemente empregados. Ao induzir a transição de forma controlada e em conformidade com a física do problema, esses dispositivos asseguram que as simulações reflitam as condições reais do escoamento, propiciando resultados mais confiáveis e acurados.

2.4 TRIPPING

A transição da camada limite do regime laminar para o turbulento é um fenômeno crucial em diversas aplicações da engenharia, especialmente na aerodinâmica e aeroacústica de hélices. Dispositivos de *tripping*, também conhecidos simplesmente como *tripping* ou *trip* são frequentemente utilizados para controlar essa transição em experimentos e simulações. Amplamente utilizados em experimentos realizados em túneis de vento, desde o início dos anos de 1950 [21, 44], esses dispositivos desempenham papel significativo para minimizar a

interferência das condições experimentais na transição natural do fluxo. Eles atuam como um mecanismo para introduzir um disparo (do inglês: *tripping*) do regime turbulento de um escoamento. O *tripping* é entendido como um elemento perturbador, que pode ou não gerar uma turbulência, dependendo da intensidade e escala da perturbação.

Conforme citado por Morse e Mahesh [29], Preston [33] descreve que a função do *tripping* é: (1) aumentar artificialmente a espessura da camada limite para o valor mínimo necessário para o desenvolvimento de uma camada limite turbulenta (TBL, do inglês: *Turbulent Boundary Layer*). Essa espessura refere-se à distância ao longo da direção da parede (superfície sólida) onde o efeito da viscosidade do fluido é significativo; ou seja, é a região adjacente à superfície sólida onde o fluido é retardado devido à sua viscosidade. (2) fornecer uma perturbação que promova a transição imediata do escoamento de um estado laminar para um estado turbulento. A Figura 12 ilustra o desenvolvimento de uma camada limite laminar ao encontrar um *trip* de seção transversal circular e sua evolução para uma TBL.

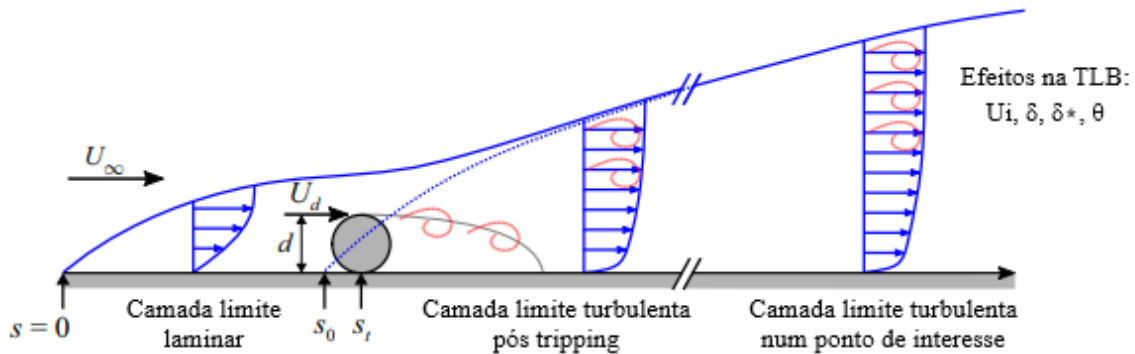


Figura 12 – Desenvolvimento de uma camada limite laminar ao encontrar um *trip* no formato de fio e sua evolução para TBL

Fonte: Adaptado de Morse e Mahesh [29]

O *tripping* é essencial em uma variedade de contextos, tais como comparação entre diferentes experimentos e validação de resultados numéricos. No entanto, mesmo possuindo um histórico de estudos, muitos desafios ainda cercam esse tema, especialmente no campo computacional. Com o advento do aumento da capacidade computacional e dos métodos numéricos avançados, as simulações turbulentas de alta fidelidade têm sido cada vez mais utilizadas em contextos de investigação fundamental e de engenharia [29]. Com esse avanço computacional, podemos aprofundar análises fluidodinâmicas e aeroacústicas dos efeitos de dispositivos de *tripping* atuando como um agente de transição. Todavia, o fato desse método de transição atuar diretamente na dinâmica do fluxo, ao introduzir

instabilidades ao escoamento, implica em desafios que precisam ser considerados. Embora existam estratégias que empregam métodos que evitam a dependência do uso do *trip* (ao custo de introduzir outros desafios), em situações de grande interesse, como em escoamentos aerodinâmicos, essa opção alternativa geralmente não se torna disponível [29].

Em fluidodinâmica, particularmente no contexto de simulações computacionais para fluxos turbulentos, uma variedade de modelos de turbulência é empregada para descrever o comportamento de um fluido durante o seu escoamento. Estes modelos são aplicados numericamente através de métodos de alta fidelidade, como a Simulação de Grandes Escalas (LES - *Large Eddy Simulation*) e a Simulação Numérica Direta (DNS - *Direct Numerical Simulation*). No entanto, é importante observar que esses modelos enfrentam limitações de aplicação em números de Reynolds baixos a moderados, condição na qual os efeitos do *tripping* podem persistir ao longo do fluxo de escoamento [29]. Apesar disso, surpreendentemente poucas simulações LES e DNS resolveram a geometria experimental do *tripping*, com os principais estudos focando na investigação das instabilidades no campo próximo induzidas pelo mecanismo de transição. Essa limitação pode ser atribuída à falta de especificações da geometria do *trip* em trabalhos experimentais ou à dificuldade prática de se resolver o *trip* em simulações numéricas. Portanto, muitas simulações adotam uma estratégia de *tripping* artificial para induzir a transição do escoamento.

A análise aeroacústica dos efeitos de instalação do *tripping* numa hélice em simulações numéricas realizadas pelo método de Lattice Boltzmann e a sua validação experimental é o foco deste trabalho. Para introduzir os estudos sobre o *trip* em hélices, bem como em simulações e experimentos propriamente ditos, é necessário contextualizar os conceitos deste mecanismo de transição em contextos simplificados para então apresentar os estudos alvo, que consistem na simulação do escoamento através de uma hélice com *tripping*. Para aprofundar a compreensão do uso de dispositivos de tripping em simulações, é necessário analisar seu efeito em diferentes contextos, desde escoamentos gerais até aplicações em aerofólios e hélices.

2.4.1 Usos Gerais

Kurz e Kloker [21] investigaram, através de simulações numéricas diretas (DNS), os mecanismos de transição para turbulência em camadas limite tridimensionais de asas em flecha, induzida por elementos de rugosidade discretos (como pequenas saliências ou

irregularidades na superfície da asa). O estudo se concentrou em elementos de rugosidade cilíndricos com altura similar à espessura de deslocamento da camada limite, que é a região onde a velocidade do escoamento é afetada pela presença da superfície.

Os autores observaram que a presença de rugosidade, mesmo de tamanho subcrítico (não suficiente para causar a transição imediata para a turbulência), leva à formação de vórtices (estruturas giratórias de fluido) na esteira da rugosidade. Esses vórtices, por sua vez, podem desencadear instabilidades secundárias que levam à transição para a turbulência. O estudo também explorou o efeito do número de Reynolds da rugosidade (Re_{kk}), um parâmetro adimensional que relaciona a altura da rugosidade, a velocidade do escoamento e a viscosidade do fluido. Os autores descobriram que o valor crítico de Re_{kk} , acima do qual a turbulência é desencadeada, é similar ao encontrado em camadas limite bidimensionais, indicando que a tridimensionalidade do escoamento não afeta significativamente esse valor crítico. Além disso, o estudo investigou a natureza da instabilidade (convectiva ou global) que leva à transição, utilizando análises de estabilidade global e simulações numéricas diretas. Os resultados mostraram que, em alguns casos, uma instabilidade convectiva na esteira da rugosidade pode ser suficiente para causar a transição para a turbulência, mesmo sem a presença de uma instabilidade global.

Morse e Mahesh [29] utilizaram simulações LES para investigar os efeitos de diferentes métodos de *tripping* em um modelo em escala reduzida do DARPA SUBOFF, um casco aerodinâmico axissimétrico com vela e quatro apêndices na popa (Figura 13). Os autores consideraram duas configurações de fluxo: o SUBOFF axissimétrico (casco nu) e o SUBOFF totalmente equipado (com apêndices). Para cada configuração, foram investigados dois métodos de *tripping*: um fio de disparo resolvido numericamente e um método numérico artificial (sopro na parede). Os resultados mostraram que o método de *tripping* e a altura do fio de disparo afetam significativamente o desenvolvimento da camada limite turbulenta (TBL). Em particular, quando a altura do fio de disparo excede a espessura da camada limite laminar, ocorre um aumento na espessura da camada limite, o que afeta a resposta da TBL aos gradientes de pressão e à curvatura do casco.

Além disso, o estudo destacou a importância de realizar o *tripping* nos apêndices do modelo, devido aos seus menores números de Reynolds e suscetibilidade a separações laminares. A presença de bolhas de separação laminar na vela e nos apêndices, na ausência de *tripping*, resultou em discrepâncias entre os resultados das simulações e os dados experimentais de pressão superficial. A inclusão do *tripping* nos apêndices melhorou

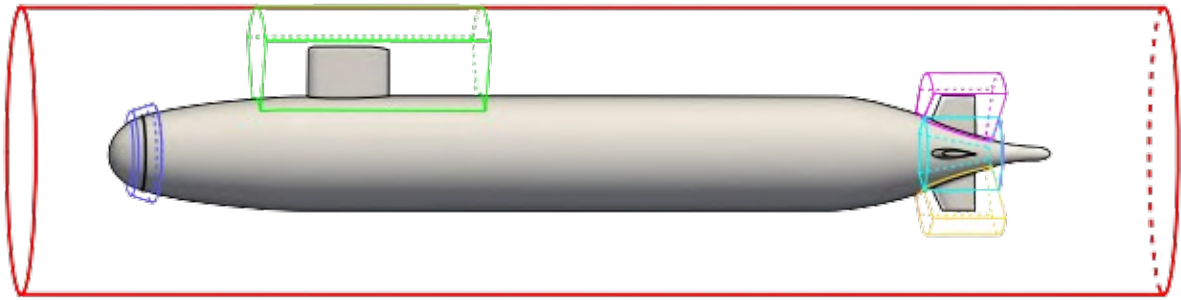


Figura 13 – Geometria do casco DARPA SUBOFF equipado com *tripping* na proa, vela e apêndices de popa.

Fonte: Morse e Mahesh [29]

significativamente a concordância com os dados experimentais, enfatizando a necessidade de considerar os efeitos do *tripping* em estudos de modelos em escala reduzida para garantir a similaridade do número de Reynolds e obter previsões precisas do escoamento.

Tabatabaei et al. [44] investigaram a implementação de métodos de *tripping* em simulações CFD que utilizam o modelo de turbulência RANS $k-\omega$ SST, com o objetivo de replicar a transição forçada da camada limite observada em experimentos de túnel de vento. Os autores avaliaram três métodos de *tripping*: injeção de turbulência (kI), um modelo de intermitência tradicional (IM) e uma nova formulação que combina os dois (λ -kI).

O método kI demonstrou resultados promissores, mas requer ajuste de parâmetros para cada caso. O método IM não conseguiu produzir uma transição rápida e controlada. O novo método λ -kI combinou os benefícios de ambos, resultando em uma transição precisa no ponto desejado sem a necessidade de ajustes de parâmetros, tornando-o uma técnica promissora para melhorar a precisão das previsões de escoamento em simulações RANS.

Freidoonimehr et al. [17] investigaram experimentalmente o impacto de diferentes dispositivos de *tripping* no desenvolvimento de camadas limite turbulentas (TBLs) em um túnel de água, utilizando a técnica de velocimetria por imagem de partículas (PIV) para medir os componentes de velocidade. O estudo avaliou sete dispositivos de *tripping* distintos: três cilindros lisos, três cilindros rosçados (ambos com diferentes diâmetros) e uma lixa. O objetivo principal foi identificar qual dispositivo induz TBLs mais próximas do estado canônico, representando o desenvolvimento natural da camada limite turbulenta.

Os resultados demonstraram que o fator determinante na qualidade da TBL gerada é o bloqueio induzido pelo dispositivo de *tripping*, definido como a razão entre a altura

do dispositivo e a espessura da camada limite laminar local. Cilindros com diâmetros entre 1 e 2 vezes a espessura da camada limite laminar não perturbada apresentaram o melhor desempenho na geração de TBLs próximas ao estado canônico. Além disso, o estudo analisou as estatísticas da flutuação da velocidade normal à parede, constatando que a região próxima à parede é mais sensível às condições de *tripping*. Essa descoberta sugere que essa região pode demandar um comprimento de desenvolvimento maior para atingir o estado canônico em comparação com a região mais afastada da parede.

2.4.2 Aerofólios

Lyon et al. [24] investigaram experimentalmente três categorias de dispositivos de *tripping* (2D simples, 2D múltiplos e 3D) em três aerofólios (M06-13-128, E374 e SD7037) em números de Reynolds de 100.000 a 300.000. Os autores avaliaram a visualização do escoamento e os dados de arrasto para diferentes alturas e localizações dos dispositivos, com foco em *trips* 2D simples, fáceis de replicar e instalar. Observou-se que *trips* relativamente finos podem produzir mudanças significativas no arrasto para aerofólios com grandes bolhas de separação laminar. No entanto, a aplicação de *trips* não melhorou o desempenho de um aerofólio com grandes bolhas em comparação com um aerofólio sem *trips* com pequenas bolhas. Os autores concluíram que não há uma vantagem clara em utilizar múltiplos *trips* 2D ou *trips* 3D complexos em relação aos *trips* 2D simples.

Sreejith e Sathyabhama [41] realizaram um estudo numérico para investigar o efeito de dispositivos de *tripping* na camada limite (BLT, do inglês: *boundary layer tripping*) no desempenho aerodinâmico do aerofólio E216 em condições de baixo número de Reynolds ($Re = 100.000$). Os autores utilizaram o modelo de transição $\gamma - Re_\theta$ no software ANSYS Fluent para simular a formação de bolhas de separação laminar (LSB, do inglês: *laminar separation bubble*), que são regiões de recirculação de fluxo que podem aumentar o arrasto e prejudicar o desempenho do aerofólio.

Os resultados da simulação mostraram que a aplicação de BLTs em diferentes posições e alturas pode eliminar ou reduzir significativamente as LSBs, melhorando o desempenho aerodinâmico do aerofólio. A localização e a altura ideais do BLT variam com o ângulo de ataque, mas em geral, dispositivos com altura de até 0,5 mm apresentaram os melhores resultados, com reduções de até 15,48% no arrasto e aumento de até 21,62% na relação sustentação/arrasto. No entanto, BLTs com alturas maiores que 0,5 mm não foram eficazes,

pois o aumento do arrasto induzido pelo próprio dispositivo superou os benefícios da eliminação das LSBs. Os autores concluíram que a utilização de BLTs pode ser uma estratégia eficaz para melhorar o desempenho de aerofólios em condições de baixo número de Reynolds, mas é crucial otimizar a localização e a altura do dispositivo para cada ângulo de ataque específico.

Scholz et al. [38] investigaram experimentalmente o efeito da altura e homogeneidade transversal de dispositivos de *tripping* no ruído e no escoamento de um aerofólio NACA-0012. Os autores utilizaram dois tipos de dispositivos de *tripping*: lixa (perturbação homogênea) e turbuladores em zigue-zague (perturbação não homogênea), com diferentes alturas. Os resultados mostraram que o ruído de banda larga não é muito sensível à homogeneidade transversal do *tripping*, mas a altura do dispositivo influencia o ruído devido ao aumento da espessura da camada limite e da flutuação da velocidade normal à parede. Para o ruído tonal induzido por desprendimento de vórtices, a altura e a homogeneidade transversal do *tripping* afetam a frequência e a amplitude dos tons dominantes, respectivamente. Os autores concluíram que o número de Strouhal, utilizado para caracterizar o desprendimento de vórtices, deve ser baseado na espessura de deslocamento total da camada limite, além da forma do bordo de fuga (se é mais arredondado ou afilado).

2.4.3 Hélices

Casalino et al. [6] realizaram um estudo experimental e numérico de uma hélice de 0,3 m de diâmetro operando a 5000 RPM e velocidade axial variando de 0 a 20 m/s, com o objetivo de definir uma configuração de referência para aeroacústica de hélices de baixo número de Reynolds. Os autores investigaram os desafios experimentais e numéricos relacionados à transição laminar-turbulenta e outros efeitos de baixo número de Reynolds em hélices. Resultados de força e ruído medidos em um túnel de vento semi-anecoico foram comparados com simulações numéricas de alta e baixa fidelidade. Os autores concluíram que a captura precisa das propriedades da camada limite em hélices de baixo número de Reynolds é crucial para prever com precisão o desempenho e o ruído, destacando a necessidade de modelos que capturem a física da transição laminar-turbulenta.

Romani et al. [36] utilizaram um método híbrido de dinâmica de fluidos computacional (CFD) e aeroacústica computacional (CAA) para prever o desempenho aerodinâmico e a radiação de ruído tonal/banda larga de hélices de baixo número de Reynolds. O

estudo empregou o método Lattice-Boltzmann/Very Large Eddy Simulation (LBM-VLES) para obter a solução numérica do escoamento e a analogia acústica de Ffowcs Williams e Hawkings (FW-H) para calcular o ruído em campo distante. Um dispositivo de transição em zigue-zague foi aplicado nas pás da hélice para simular flutuações de pressão turbulentas resolvidas na camada limite para o cálculo do ruído de banda larga a um custo computacional relativamente baixo. Os autores investigaram o efeito da posição do dispositivo de transição no desempenho e no ruído da hélice, concluindo que a posição do dispositivo afeta marginalmente o empuxo e, em menor grau, o torque. O ruído tonal nas frequências de passagem da pá não apresentou sensibilidade relevante à posição do dispositivo, enquanto o ruído de banda larga foi ligeiramente mais influenciado, especialmente em altas relações de avanço. A baixa sensibilidade dos resultados numéricos à localização do dispositivo, juntamente com a boa concordância com as medições de cargas e ruído realizadas em túnel de vento, demonstraram a robustez da abordagem proposta para aplicações industriais.

Leslie [23] investigou a redução de ruído de banda larga em uma hélice de UAV em miniatura operando em baixos números de Reynolds. Testes estáticos e em túnel de vento mostraram que um dispositivo de *tripping* na borda de ataque da pá da hélice pode reduzir significativamente o ruído de banda larga em condições de baixa carga, sem prejudicar o desempenho. A visualização do escoamento revelou a presença de uma bolha de separação laminar na superfície de sucção da pá, e a eliminação dessa bolha através do *tripping* correlacionou-se com a redução do ruído. Testes preliminares em túnel de vento e modelos mostraram que a bolha de separação laminar só aparece em baixos ângulos de ataque, típicos de condições de cruzeiro. A introdução do *tripping* na borda de ataque resultou em uma redução de até 4dB no nível de potência sonora em testes estáticos e reduções semelhantes em frequências acima de 1kHz em testes em túnel de vento. O principal mecanismo suspeito de causar a redução do ruído é a diminuição da espessura de deslocamento da camada limite na borda de fuga, como resultado da transição forçada antes da separação laminar, reduzindo o ruído da camada limite turbulenta na borda de fuga.

Zhao et al. [54] investigaram a redução de ruído em uma hélice de baixo número de Reynolds, frequentemente utilizada em drones. Os autores identificaram a presença de bolhas de separação laminar na superfície de sucção da hélice como a principal fonte de ruído de banda larga. Para mitigar esse problema, foram adicionados dispositivos de *tripping* na borda de ataque da pá da hélice, com o objetivo de induzir a transição da

camada limite de laminar para turbulenta antes da ocorrência da separação. Resultados experimentais demonstraram uma redução de até 5 dBA no ruído da hélice isolada e 1,5 dBA em um drone em voo pairado com carga total. Essa redução de ruído foi alcançada sem comprometer a eficiência da hélice, utilizando um processo de moldagem por injeção que permite a produção em massa a baixo custo.

2.5 RESUMO DA REVISÃO

A revisão da literatura realizada neste capítulo permitiu identificar as principais características e mecanismos de geração de ruído em hélices, bem como o papel da camada limite e do *tripping* na transição do regime laminar para turbulento. Verificou-se que o ruído de hélice é composto por componentes tonais e de banda larga, originadas por diferentes fontes e mecanismos, como o ruído de espessura, o ruído de carregamento e a interação do escoamento com as pás da hélice.

A camada limite, por sua vez, desempenha um papel crucial na geração de ruído e no desempenho aerodinâmico da hélice, sendo sua transição do regime laminar para turbulento um fenômeno de grande importância. Dispositivos de *tripping* são frequentemente utilizados para controlar essa transição, tanto em experimentos quanto em simulações numéricas.

No entanto, a literatura ainda apresenta lacunas no entendimento dos efeitos do *tripping* em hélices, especialmente em relação à sua influência no ruído e no desempenho aerodinâmico em diferentes configurações e condições de operação. Estudos anteriores demonstraram que a posição do *tripping*, as características geométricas da hélice e o número de Reynolds de operação podem influenciar significativamente os resultados.

Diante disso, este trabalho busca preencher essa lacuna, investigando numericamente e experimentalmente os efeitos do zigue-zague *tripping* em uma hélice específica, a Hélice de Delft. A análise da sensibilidade do desempenho aerodinâmico e da emissão de ruído à posição do *tripping* ao longo da corda da pá, em diferentes configurações e ângulos de medição, permitirá uma compreensão mais aprofundada dos mecanismos de geração de ruído e dos impactos do *tripping* no desempenho da hélice.

3 METODOLOGIA COMPUTACIONAL

Este capítulo descreve a metodologia utilizada para investigar os efeitos aerodinâmicos e acústicos da instalação do *tripping* em uma hélice. Serão detalhados os métodos numéricos e experimentais empregados para simular o escoamento em torno da hélice, calcular a propagação do ruído gerado e validar os resultados por meio de ensaios em câmara semi-anecóica. Adicionalmente, serão descritos o *software* e os módulos utilizados, as configurações de simulação e os parâmetros de análise, a fim de fornecer uma compreensão abrangente dos procedimentos realizados para a obtenção dos resultados apresentados neste estudo.

A Figura 14 sintetiza a metodologia computacional adotada. Inicialmente, resolve-se a simulação fluidodinâmica para a obtenção dos dados de pressão resultantes do escoamento de ar pela hélice nos casos propostos. Em seguida esse dados de pressão são utilizados com o emprego da analogia acústica de Ffowcs Williams - Hawkings para propagar o ruído gerado para o campo distante. Essa etapa é realizada utilizando o módulo PowerACOUSTICS. Por fim, os resultados obtidos são visualizados e analisados por meio do módulo PowerVIZ, permitindo uma compreensão abrangente dos fenômenos aerodinâmicos e acústicos envolvidos.

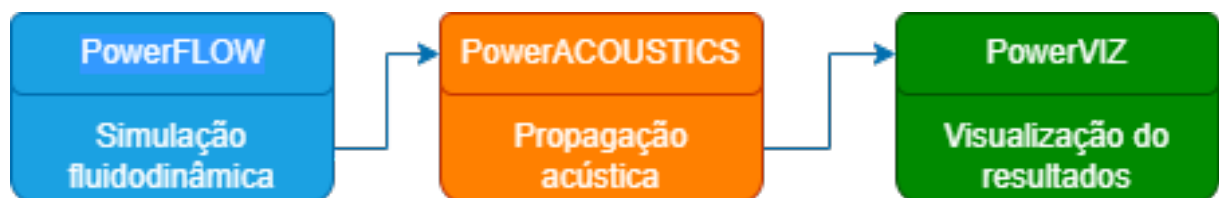


Figura 14 – Estrutura da metodologia computacional.

3.1 MÉTODO DE LATTICE BOLTZMANN (LBM)

O estudo numérico dos efeitos aeroacústicos do zigue-zague *trip* neste trabalho é realizado através do uso do *software* comercial PowerFLOW versão 6-2021-R5. Este produto da marca SIMULIA é um *software* de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) desenvolvido pela empresa Exa Corporation, que atualmente faz parte da empresa francesa Dassault Systèmes [42].

Este *software* utiliza o Método de Lattice Boltzmann (LBM) para simular escoamentos de fluidos, oferecendo uma alternativa interessante às tradicionais equações de Navier-

Stokes. Uma das vantagens do LBM é que, ao resolver a equação de Boltzmann, ele não está limitado à hipótese do contínuo [3]. Além disso, a simplicidade do algoritmo LBM, especialmente com o modelo BGK (Bhatnagar-Gross-Krook), resulta em uma grande eficiência numérica, tornando-o ideal para aplicações em computação de alto desempenho, incluindo a paralelização [3, 7].

Para esclarecer melhor a física por trás desse método, é necessário entender a sua fundamentação teórica. Essa técnica é baseada em uma forma discreta da teoria cinética dos gases, que parte da mecânica estatística aplicada à dinâmica. Ao contrário da abordagem convencional, que considera o meio como um contínuo, a mecânica estatística trata o meio como um conjunto de partículas que interagem entre si por meio de colisões. Isso requer a identificação da posição e velocidade de cada partícula em cada instante de tempo, o que demanda recursos computacionais indisponíveis atualmente. No entanto, para resolver o problema em escala macroscópica, não é necessário conhecer o comportamento de cada partícula individualmente, mas sim o comportamento coletivo de um grupo delas. O LBM utiliza essa ideia, representando as propriedades do conjunto de partículas por meio de uma função de distribuição, simplificando assim a resolução de problemas em escala macroscópica [3].

Essa função de distribuição é uma gradeza estatística, também conhecida como função distribuição de probabilidade (PDF, do inglês: *Probability Distribution Function*). A equação de Boltzmann descreve o seu comportamento ao longo do espaço e do tempo, tornando o LBM um método inerentemente transiente. A ideia principal da função de distribuição é determinar a porcentagem de moléculas que possuem velocidades dentro de uma faixa específica (entre $\mathbf{v}$ e $\mathbf{v} + d\mathbf{v}$) em um determinado instante (t) e local (entre o ponto $\mathbf{x}$ e $\mathbf{x} + d\mathbf{x}$). Portanto, essa função de distribuição pode ser descrita como $f(\mathbf{x}, \mathbf{v}, t)$, onde $\mathbf{x}$ representa o vetor posição, $\mathbf{v}$ é o vetor velocidade e t é o tempo [3].

A equação do transporte de Boltzmann para a função de distribuição $f(\mathbf{x}, \mathbf{v}, t)$ é escrita na forma

$$\underbrace{\frac{\partial f}{\partial t}}_{(I)} + \underbrace{\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{v}}_{(II)} + \underbrace{\frac{F}{m} \frac{\partial f}{\partial \mathbf{v}}}_{(III)} = \underbrace{\Omega}_{(IV)} . \quad (3.1)$$

Nessa equação, o termo (I) representa a taxa de variação temporal da função de distribuição f , indicando como a distribuição de partículas muda com o tempo. O termo (II) descreve a advecção da função de distribuição f pelo campo de velocidade $\mathbf{v}$, refletindo o transporte

convectivo da distribuição de partículas. O termo (III) indica o efeito da força externa F sobre a distribuição de partículas, considerando a mudança de velocidade devido a essa força. Por fim, o termo (IV) denota o operador de colisão Ω , que representa a taxa de mudança total entre a situação final e inicial da função de distribuição f , sendo matematicamente definido como $\Omega = df/dt$.

O operador Ω é uma função de f e precisa ser determinado para resolver a equação de Boltzmann. Para sistemas sem uma força externa, a equação de Boltzmann pode ser escrita no formato

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla f = \Omega . \quad (3.2)$$

Existe uma dificuldade associada à resolução da equação de Boltzmann que reside no termo de colisão. No entanto, existem alguns modelos que propõem aproximações para o operador. Entre eles, o modelo presente no PowerFLOW é o Bhatnagar-Gross-Krook (BGK), que propõe o uso de um operador simples sem introduzir um erro significativo à equação de transporte. Usando isso, o operador de colisão Ω pode ser expresso como

$$\Omega = \omega(f^{eq} - f) = \frac{1}{\tau}(f^{eq} - f) , \quad (3.3)$$

onde o coeficiente ω ($\omega = 1/\tau$) é denominado frequência de colisão, τ é chamado de fator de relaxação e f^{eq} é a função de distribuição no estado de equilíbrio. Após introduzir o termo de colisão proposto pelo modelo BGK, a equação de Boltzmann (sem forças externas) pode ser aproximada por

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla f = \frac{1}{\tau}(f^{eq} - f) . \quad (3.4)$$

No LBM, a Equação 3.4 pode ser aplicada em direções específicas, onde são introduzidas variáveis como f_i e $\mathbf{v}_i$. Aqui, f_i representa a função de distribuição em uma direção específica, enquanto $\mathbf{v}_i$ é o vetor velocidade associado a essa direção. Essas variáveis são fundamentais para capturar o comportamento do fluido em diferentes direções dentro do domínio de simulação. Com essa abordagem, a equação de Boltzmann pode ser discretizada em cada direção específica, conforme a expressão

$$\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{v}_i \cdot \nabla f_i = \frac{1}{\tau}(f_i^{eq} - f_i) , \quad (3.5)$$

permitindo uma representação mais detalhada e precisa do transporte de partículas ao longo dessas direções. Essa relação é a principal equação no método de Lattice Boltzmann e substitui a equação de Navier-Stokes em simulações CFD.

A partir da solução da equação de Boltzmann, as variáveis macroscópicas de densidade ρ , velocidade $\mathbf{u}$ e temperatura T podem ser calculadas através da resolução numérica das integrais dadas, respectivamente por

$$\rho = \int f d\mathbf{v} , \quad (3.6)$$

$$\rho \mathbf{u} = \int \mathbf{v} f d\mathbf{v} , \quad (3.7)$$

$$\rho \frac{3kT}{2m} = \frac{1}{2} \int (\mathbf{v} - \mathbf{u})^2 f d\mathbf{v} , \quad (3.8)$$

onde m é a massa de cada partícula e k é a constante de Boltzmann [40]. Vale ressaltar que o PowerFLOW emprega uma simplificação no LBM considerando o escoamento isotérmico. Isso significa que a Equação 3.8 não é resolvida pelo código do programa, sendo a temperatura T assumida como uma constante fornecida pelo usuário [40].

Em relação à discretização do domínio computacional, o PowerFLOW adota uma abordagem de malha cartesiana não estruturada. Isso permite lidar de forma mais eficiente com geometrias complexas em comparação com algoritmos que utilizam malhas estruturadas tradicionais. A malha é tecida sobre o domínio da simulação utilizando os elementos definidos pelo LBM para representar o espaço fluido e as fronteiras da geometria sólida. Especificamente, o espaço fluido é discretizado em elementos cúbicos conhecidos como *Voxels*, enquanto as fronteiras da geometria sólida são representadas por elementos planos chamados de *Surfels*. Essa abordagem elimina a necessidade de gerar malhas convencionais de superfície e volume, simplificando significativamente o processo de simulação e permitindo uma modelagem mais precisa dos fenômenos fluidodinâmicos complexos.

A nomenclatura padrão para designar determinada forma de discretização da velocidade da partícula é $D\alpha Q\beta$, sendo a letra α substituída pela dimensão do problema ($\alpha = 1$ para um caso unidimensional, e assim por diante), e β pelo número de vetores considerados na discretização. O código do PowerFLOW emprega uma discretização D3Q19. Para tanto, o domínio é dividido em espaços discretos de formato cúbico, com arestas alinhadas com

os eixos das coordenadas cartesianas. O modelo de discretização mencionado é ilustrado na Figura 15.

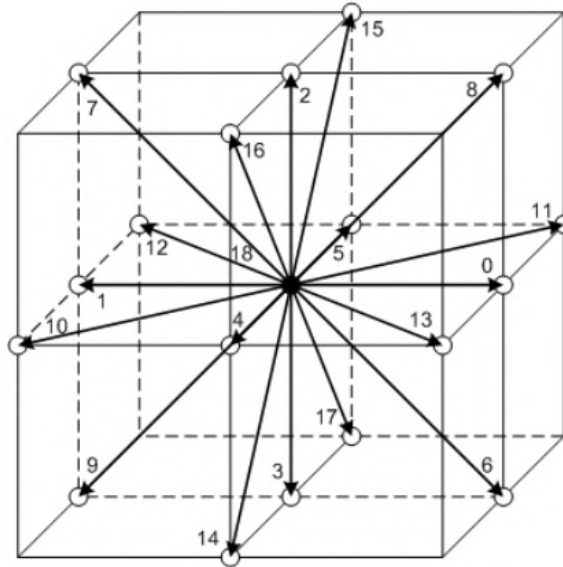


Figura 15 – Configuração de *Voxel* usada pelo PowerFLOW. Cada número inteiro corresponde a uma velocidade $\mathbf{v}_i$.

Fonte: D. S. Souza. [40].

Combinado ao LBM, o PowerFLOW adota uma abordagem de modelagem de turbulência conhecida como VLES (do inglês: *Very Large Eddy Scale*). Essa estratégia consiste em resolver as equações que governam a física do escoamento para as maiores estruturas turbulentas, enquanto um modelo é aplicado às menores estruturas, as quais possuem comportamento mais isotrópico, de acordo com a hipótese de isotropia local de Kolmogorov. Essa técnica assegura a representação precisa das estruturas de fluido anisotrópico, o que é essencial para aplicações em aerodinâmica e aeroacústica [42]. Em termos simples, essa distinção entre estruturas resolvidas e modeladas é realizada por meio do refinamento de malha gerado para resolução do escoamento, onde as menores estruturas são tratadas por meio do conceito de submalha.

No PowerFLOW, a modelagem dessas menores estruturas turbulentas é realizada através do modelo de turbulência de duas equações conhecido como modelo de renormalização (RNG) $k - \epsilon$, baseado no conceito de viscosidade turbulenta e nas equações médias de Reynolds. Para aplicar o modelo de turbulência no LBM, uma modificação é feita na equação do tempo de relaxação para que os efeitos da viscosidade turbulenta também sejam considerados [40]. Essa combinação entre o LBM e o modelo de turbulência VLES é o que torna esse um método híbrido único na simulação fluidodinâmica. As equações

de transporte para a energia cinética (k) e o transporte da taxa de dissipação (ϵ) que descrevem o modelo RNG $k - \epsilon$ são dadas, respectivamente, por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon , \quad (3.9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{2\epsilon}^* \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R . \quad (3.10)$$

Para obter mais informações sobre o desenvolvimento do modelo RNG $k - \epsilon$, recomenda-se consultar o trabalho de Yakhot e Orszag [51]. Além disso, para entender os conceitos relacionados à implementação do modelo no PowerFLOW, o trabalho de Souza [40] fornece maior descrição. As equações na forma como estão descritas são apresentadas por Lattari, Rosa e Deschamps [22].

3.2 ANALOGIA ACÚSTICA DE FLOWCS WILLIAMS - HAWKINGS (FW-H)

Após a conclusão da simulação fluidodinâmica pelo PowerFLOW e a obtenção da solução transiente do escoamento para as condições de contorno pré-definidas, os dados aerodinâmicos de interesse podem ser extraídos. No entanto, para obter resultados acústicos, é necessário realizar um pós-processamento adicional, o qual é realizado pelo PowerACOUSTICS.

O PowerACOUSTICS é um conjunto de módulos da linha de produtos SIMULIA, utilizado em conjunto com o PowerFLOW para pós-processamento e análises acústicas. Ele oferece a capacidade de prever e analisar o ruído aerodinâmico e estrutural gerado por diversas fontes. Essa ferramenta permite realizar estudos detalhados sobre o ruído, sua propagação e interações com o ambiente. Concentra-se especialmente na propagação das ondas sonoras geradas por uma fonte de ruído para o chamado campo distante, onde as ondas se dispersam livremente, sem a influência direta da fonte.

A propagação de ondas acústicas para o campo distante apresenta desafios físico-computacionais significativos. Devido às flutuações de amplitude (ou perturbações de pressão) do som serem muito menores em comparação com as flutuações turbulentas de pressão próximas à fonte de ruído, calcular o desenvolvimento das ondas sonoras requer uma refinada discretização espacial em todo o caminho entre a fonte e o observador para garantir que a dissipação numérica não resulte na dissipação das ondas acústicas ao longo

do caminho [7, 40]. No entanto, essa abordagem se torna impraticável em situações reais de engenharia, mesmo com os recursos computacionais avançados disponíveis atualmente. Diante disso, o uso de analogias acústicas se destaca como uma prática comum e eficaz para calcular o som propagado para pontos distantes da fonte.

Essa abordagem de propagar o som através de uma analogia acústica consiste em resolver a equação de propagação sonora usando como entrada o resultados de simulações CFD transientes. Assim, apenas a região próxima à fonte necessita de um refinamento significativo da malha computacional para garantir uma simulação acústica precisa. Uma dessas analogias, bem consolidadas em estudos de aeroacústica, é proposta por Williams e Hawkings [49]. Essa analogia leva em consideração que a fonte e o observador podem estar em movimento. Além disso, essa abordagem permite considerar os efeitos de superfícies de controle, tornando-a ainda mais versátil e aplicável em diversos contextos, como o estudo do ruído de hélices.

Conforme essa analogia, para investigar um campo sonoro arbitrário na presença de uma superfície móvel S , faz-se uma distinção entre o volume no interior e no exterior dessa superfície. No interior, assume-se que o fluido está em repouso com densidade ρ_0 e pressão p_0 , valores que seriam encontrados no fluido real em repouso. Além disso, assume-se que a superfície S é impermeável em todas as situações práticas, o que implica que, na região externa, a velocidade normal do fluido $\mathbf{u}_n$ é igual à velocidade normal da superfície móvel $\mathbf{v}_n$. A normal externa à superfície S é definida como o vetor unitário $\mathbf{n}$.

A partir das leis de conservação de massa, quantidade de movimento e manipulações algébricas, deriva-se a fórmula da analogia acústica de Ffowcs Williams - Hawkings (FW-H), dada por

$$\underbrace{\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2}}_{(I)} = \underbrace{\frac{\partial}{\partial t} [Q_n \delta(f)]}_{(II)} - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)]}_{(III)} + \underbrace{\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}}_{(IV)}, \quad (3.11)$$

onde as variáveis Q_n , L_i e T_{ij} são definidas como:

$$Q_n = [\rho_0 v_i + \rho(u_i - v_i)] n_i, \quad (3.12)$$

$$L_i = [p_{ij} + \rho u_i(u_j - v_j)] n_j, \quad (3.13)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + p_{ij} - c^2 \rho' \delta_{ij} . \quad (3.14)$$

Para compreender completamente essa equação, é fundamental definir algumas variáveis-chave envolvidas no processo. Essas variáveis desempenham papéis específicos na formulação da analogia acústica e são fundamentais para a compreensão da equação resultante.

- ρ' : Perturbação de densidade, definida como a diferença entre a densidade local ρ e a densidade de referência ρ_0 . Ela descreve as flutuações na densidade do fluido devido à presença de ondas sonoras;
- T_{ij} : Tensor de tensão de Lighthill, que representa as tensões e os esforços internos dentro do fluido em movimento. Ele é essencial para descrever como as forças são distribuídas em diferentes direções e pontos dentro do fluido. Ele possui valor nulo dentro de qualquer superfície;
- p_{ij} : Diferença do tensor de tensão do seu valor médio, uma medida das variações locais no tensor de tensão em relação ao seu valor médio. Isso é crucial para avaliar como as tensões mudam em diferentes pontos do fluido. A condição dentro da superfície é então $p_{ij} = 0$;
- $\delta(f)$: Função delta de Dirac, a qual é zero em todo lugar exceto onde $f = 0$. Ela é utilizada para localizar a fonte do ruído no espaço e no tempo;
- $p = c_0^2 \rho$. Essa expressão representa a relação entre a pressão e a densidade de um fluido. Permite obter expressões equivalentes na literatura para a equação de onda. Onde c_0 representa a velocidade do som no meio.

Pode-se verificar na Equação 3.11 que ela é formada pela equação de onda (I) no lado esquerdo, representando a propagação do som, e por três termos de fonte, representando a geração do ruído. Esses três termos são:

- O monopolo (II), que representa o ruído de espessura (do inglês: *thickness*), reflete o efeito do deslocamento do volume de fluido pela superfície móvel [49];
- O dipolo (III), responsável pelo ruído gerado por carregamentos aerodinâmicos (do inglês: *load*) [49];

- O quadrupolo (IV), que representa os efeitos acústicos induzidos pela turbulência [49].

A analogia de FW-H permite ainda que se considere uma superfície de controle em volta do corpo que se pretende analisar, chamada superfície permeável (ou porosa). Neste caso, não seria necessário resolver a Equação 3.11 para os quadrupolos, pois bastaria propagar o ruído a partir da superfície permeável criada (que agregasse os turbilhões gerados pela turbulência), que é uma solução muito mais barata computacionalmente [7]. Neste trabalho a superfície de controle é inserida de modo que ela coincide com a superfície da hélice em análise.

3.2.1 Formulação 1A

Diversas formulações baseadas na analogia de Ffowcs Williams-Howkings (FW-H) permitem o cálculo do som propagado por fontes em movimento ou em repouso em relação ao observador, dentre elas, o programa PowerACOUSTICS, aliado ao PowerFLOW, emprega a formulação 1A apresentada por F. Farassat [16]. Essa metodologia considera a equação de FH-W para uma superfície permeável em movimento e considera que as fontes quadrupolos estão incluídas dentro dessa superfície, permitindo retirar da equação o termo relacionado ao tensor de Lighthill [40].

A formulação 1A é empregada pelo PowerFLOW de duas maneiras distintas. Na primeira abordagem, é possível calcular fontes em movimento em um meio estacionário, com o observador também em repouso. Na segunda abordagem, considera-se uma configuração na qual o observador está imóvel em relação à fonte, mas o fluido do meio possui uma velocidade não nula em relação a ambos. Essa segunda forma é uma adaptação da primeira, na qual tanto a fonte quanto o observador são considerados em movimento com a mesma velocidade em relação ao fluido do meio. Em ambos os casos, as flutuações de pressão em um ponto distante são determinadas pela soma da contribuição do termo de espessura e do termo de carregamento aerodinâmico, ou seja, $(p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t))$.

Para este estudo, considera-se que o observador e o fluido estão em repouso. Portanto, a solução para a analogia acústica de FW-H para o termo de espessura ($p'_T(\mathbf{x}, t)$) e o termo de carregamento ($p'_L(\mathbf{x}, t)$) para fontes em movimento é dada, respectivamente, por

$$4\pi p'_T(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\frac{\partial Q_i}{\partial \tau} n_i + Q_i \frac{\partial n_i}{\partial \tau}}{r(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left\{ \frac{Q_n \left[r \frac{\partial M_i}{\partial \tau} \hat{r}_i + a_0(M_r - M^2) \right]}{r^2(1 - M_r)^3} \right\}_{ret} dS, \quad (3.15)$$

$$4\pi p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\frac{\partial L_i}{\partial \tau} \hat{r}_i}{r(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{L_i \hat{r}_i - L_i M_i}{r^2(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left\{ \frac{L_i \hat{r}_i \left[r \frac{\partial M_i}{\partial \tau} \hat{r}_i + a_0(M_r - M^2) \right]}{r^2(1 - M_r)^3} \right\}_{ret} dS, \quad (3.16)$$

onde $\hat{r}_i$ representa o vetor unitário na direção de $\mathbf{r}$, enquanto $\mathbf{M}$ é o vetor cujo módulo é o número de Mach da superfície de integração. O subscrito $_{ret}$ indica que os termos dentro dos colchetes ou chaves devem ser integrados no instante τ . Para mais detalhes sobre a formulação, pode-se consultar o trabalho de Souza [40] e o trabalho original de Farassat [16].

3.3 POWERVIZ

O PowerVIZ é uma ferramenta de visualização de alta performance integrada ao *software* PowerFLOW, que permite a análise interativa e detalhada dos resultados de simulações de dinâmica dos fluidos computacional (CFD). Com o PowerVIZ, é possível explorar visualmente os padrões de fluxo, identificar regiões de interesse e obter informações detalhadas sobre o comportamento do fluido em torno da geometria simulada [43].

A ferramenta oferece uma ampla gama de recursos de visualização, incluindo:

- **Visualização de campos escalares e vetoriais:** Permite visualizar a distribuição espacial de grandezas como pressão, temperatura, velocidade, vorticidade, entre outras.
- **Isosuperfícies e isossecções:** Possibilita a criação de superfícies e seções que representam valores constantes de uma determinada grandeza, auxiliando na identificação de estruturas de fluxo importantes.
- **Linhas de corrente e trajetórias de partículas:** Permite visualizar o movimento do fluido ao longo do tempo, revelando a trajetória de partículas e a formação de estruturas como vórtices e esteiras.

- **Animações:** Possibilita a criação de animações que mostram a evolução temporal do escoamento, facilitando a compreensão de fenômenos transientes e instabilidades.
- **Sondas e gráficos:** Permite a extração de dados em pontos específicos do domínio, como velocidades, pressões e temperaturas, e a geração de gráficos para análise quantitativa.

O PowerVIZ se destaca pela sua capacidade de lidar com grandes conjuntos de dados e pela sua interface intuitiva, que permite a rápida identificação de padrões e características relevantes do escoamento. A ferramenta é especialmente útil para a análise de resultados de simulações complexas, como as realizadas neste estudo, que envolvem a interação de fluxos turbulentos com geometrias complexas, como hélices.

No contexto deste trabalho, o PowerVIZ foi utilizado para extrair os principais resultados fluidodinâmicos das simulações, incluindo a distribuição de viscosidade turbulenta, a velocidade média do escoamento e a energia cinética turbulenta. A análise visual desses resultados, em conjunto com a análise quantitativa dos dados, permitiu uma compreensão mais aprofundada dos mecanismos de geração de ruído em hélices e dos efeitos do zigue-zague *tripping* no escoamento e nas emissões acústicas.

3.4 GEOMETRIA

3.4.1 Hélice

O modelo de hélice utilizado nas simulações é o mesmo empregado no estudo realizado por Romani et al. [36] na Universidade de Delft, Holanda, conforme mencionado na seção 1.1. Denominada neste trabalho como Hélice de Delft, ela foi escolhida para permitir a validação experimental dos resultados obtidos com base no caso simulado no estudo de referência. Nesse estudo, o *tripping* é incluído na superfície da hélice em uma posição automática definida de acordo com as previsões do método de baixa ordem para a transição da camada limite turbulenta. A Figura 16 ilustra o modelo da hélice.

A hélice utilizada é derivada do modelo APC 9x6, diâmetro de 9 polegadas (22,86 cm) e passo de 6 polegadas (15,24 cm), um modelo de hélice de duas pás que opera rotineiramente com um baixo número de Reynolds. O cubo da hélice possui um raio de 1,25 cm. O diâmetro foi ampliado para $D = 30$ cm (raio da ponta de pá $R_t = 15$ cm) e cada perfil foi remodelado com um aerofólio NACA 4412. Uma seção elíptica na raiz foi

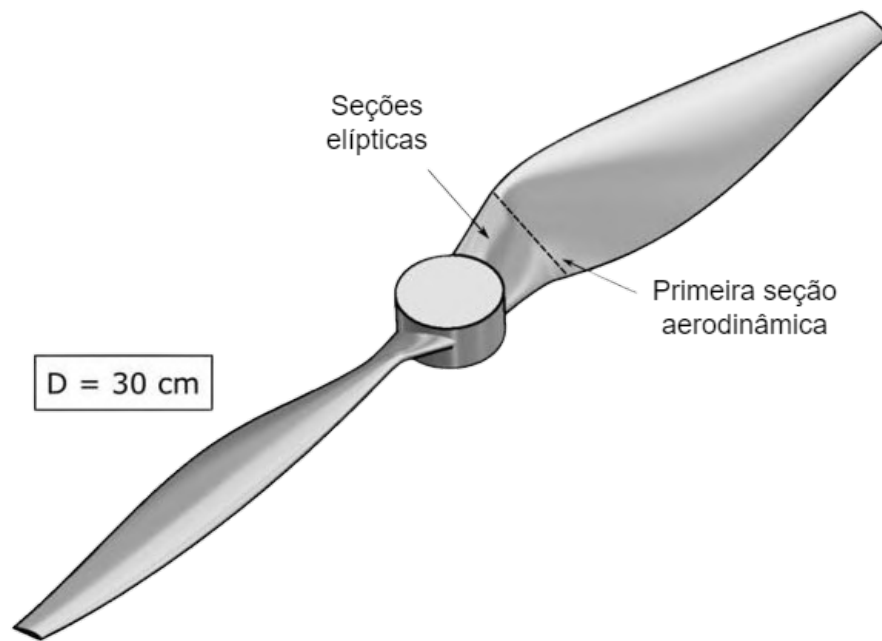


Figura 16 – Geometria da hélice.

Fonte: Adaptado de Grande et al. [18]

mesclada com a primeira seção do perfil em um raio de 1 cm (ou $r/R_t = 6\%$). O projeto da pá da hélice foi realizado através de uma ferramenta que realiza a combinação dos *softwares* Matlab e SolidWorks. A distribuição da corda e do ângulo de torção da pá da hélice ao longo da distância radial r do centro do cubo estão representadas na Figura 17. A corda máxima é $c_{max} = 3,4$ cm e o ângulo de torção máxima é $\beta_{max} = 43,6$ graus. O modelo da hélice utilizado neste estudo foi gentilmente cedido pelos pesquisadores do estudo de referência.

Além do modelo 3D descrito acima e utilizado nas simulações numéricas, o Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) fabricou uma unidade da Hélice de Delft. Essa iniciativa visa contribuir para as pesquisas do projeto em parceria com a Embraer sobre "Efeitos de Instalação e Interação entre Múltiplas Hélices em Aeronaves com Sistemas de Propulsão Elétrica Distribuída", no qual o autor deste trabalho atuou como bolsista de iniciação científica. Adicionalmente, a fabricação da hélice possibilita a validação experimental dos resultados numéricos obtidos neste estudo, uma vez que o modelo computacional representa fielmente o modelo físico testado.

A hélice física, ilustrada na Figura 18, foi fabricada em liga de alumínio aeronáutico 7075, utilizando usinagem CNC (Controle Numérico Computadorizado) de 3 eixos. Esse processo garantiu um acabamento com uma rugosidade superficial (R_a) entre 0,4 e 0,8

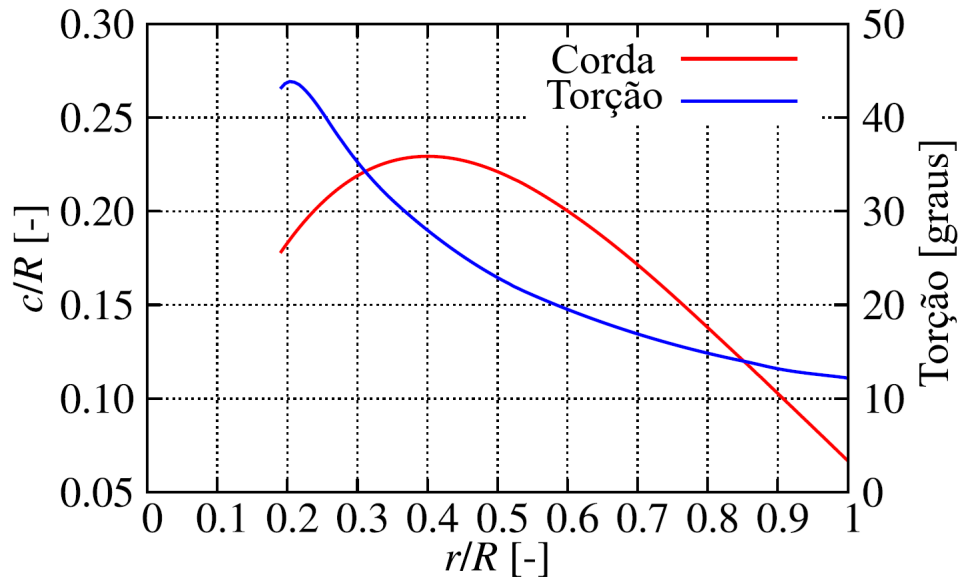


Figura 17 – Distribuição de corda e torção da hélice.

Fonte: Adaptado de G. Romani et al. [36]

micrômetros, conforme detalhado no desenho técnico apresentado no Anexo A.



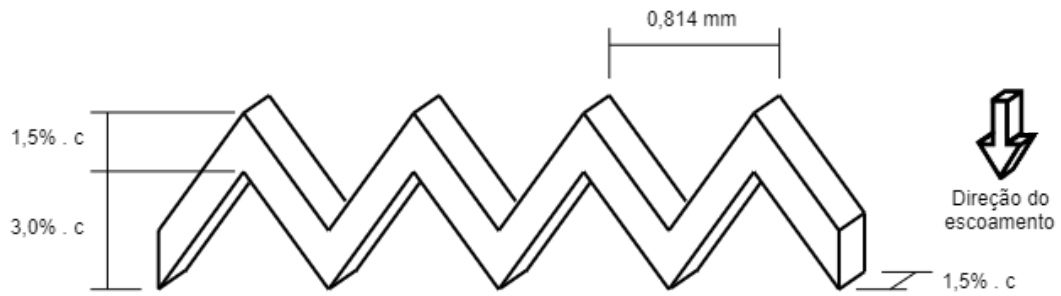
Figura 18 – Hélice de Delft usinada.

Com o modelo CAD 3D da hélice em mãos e a hélice física usinada para os ensaios experimentais, o próximo passo é importar a geometria para o *software* de simulação e criar a malha do domínio computacional, apresentada adiante na seção 3.5.

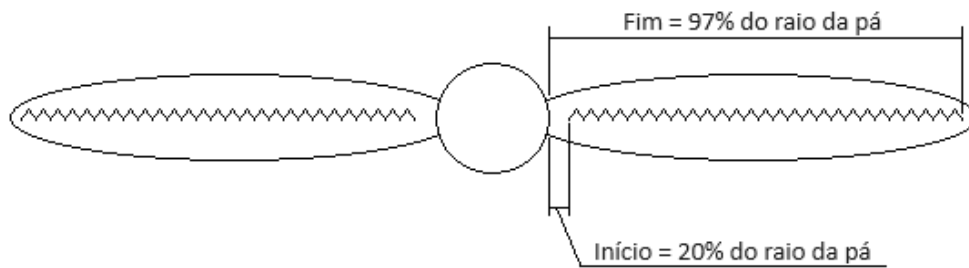
3.4.2 *Tripping*

A geometria do *tripping* é gerada automaticamente pelo *software* de simulação fluidodinâmica, com base em parâmetros que definem o padrão em zigue-zague e as

dimensões, que variam conforme a corda do aerofólio na posição radial da pá da hélice. A Figura 19 ilustra as características do *tripping*.



(a) Parâmetros do *tripping*.



(b) Posições de início e fim do *tripping*.

Figura 19 – Geometria do *tripping*.

Como mostrado na Figura 19, o padrão em zig-zague do *tripping* é análogo a uma onda triangular, com comprimento de onda fixo de 3% da corda do aerofólio em $r/R = 0,75$. A amplitude, distância vertical entre vale e crista, é $3,0\% \times c$ e a espessura na direção do escoamento e altura são ambas $1,5\% \times c$, onde c é a corda local. O *tripping* se distribui de 20% a 97% do raio da pá. Vale destacar que a geometria do *tripping* é definida automaticamente por parâmetros relativos à corda em cada seção da pá, sendo mantida constante nas diferentes simulações, variando apenas sua posição ao longo da corda.

3.5 MALHA

A malha utilizada para descrever o domínio computacional, seguindo o modelo do LBM (Seção 3.1), é cartesiana e composta por elementos que representam a geometria sólida (*surfels*) e o fluido (*voxels*). Essa abordagem simplifica a geração da malha, especialmente

para geometrias complexas como hélices, e permite a paralelização eficiente da solução numérica, reduzindo o tempo de processamento.

A malha computacional, baseada em um domínio esférico, é estruturada em 10 níveis de refinamento progressivos. Cada nível é definido por esferas circunscritas, resultando em uma morfologia que se adensa em direção ao centro. As últimas seis regiões são aplicadas próxima à hélice. A Figura 20 ilustra uma seção transversal no plano de giro da hélice, evidenciando as diferentes regiões de refino. Cada região esférica apresenta uma resolução duas vezes superior à região externa adjacente. O menor voxel nas simulações possui dimensões da ordem de 10^{-4} m.

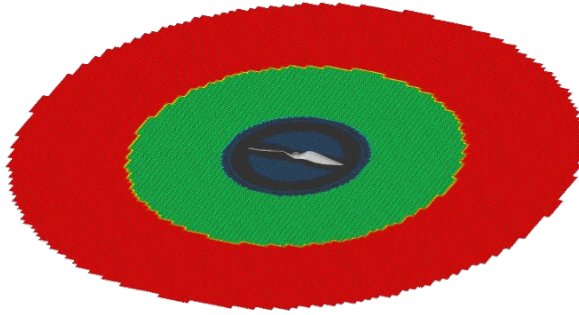


Figura 20 – Refinamento Circunscrito.

O refinamento da malha próxima à hélice é apresentado nas Figuras 21 e 22. Observa-se que as regiões das pontas da hélice, assim como os bordos de ataque e de fuga, recebem um refinamento especial, visto que espera-se que essas regiões sejam as principais fontes de ruído, conforme Brooks et al. [4]. O refinamento próximo à superfície da hélice também visa capturar os efeitos viscosos e a camada limite de forma precisa. A Tabela 1 apresenta o número de elementos em cada caso simulado.

Caso	Nº de <i>Surfels</i>	Nº de <i>Voxels</i>
Sem <i>tripping</i>	605 872	2 970 336
<i>Tripping</i> em 0,25%	789 988	3 283 380
<i>Tripping</i> em 0,50%	777 041	3 232 708
<i>Tripping</i> em 0,75%	770 475	3 180 250
<i>Tripping</i> automático	786 823	3 135 648

Tabela 1 – Número de elementos (*surfels* e *voxels*) em cada caso simulado.

Para modelar de forma apropriada os efeitos físicos de rotação da hélice, uma malha em movimento é utilizada. Essa malha é dividida em dois domínios distintos: um domínio externo, fixo, e um domínio interno, que rotaciona em sincronia com o corpo da hélice. O centro de coordenadas desse domínio interno é definido como LRF (do inglês: *Local*

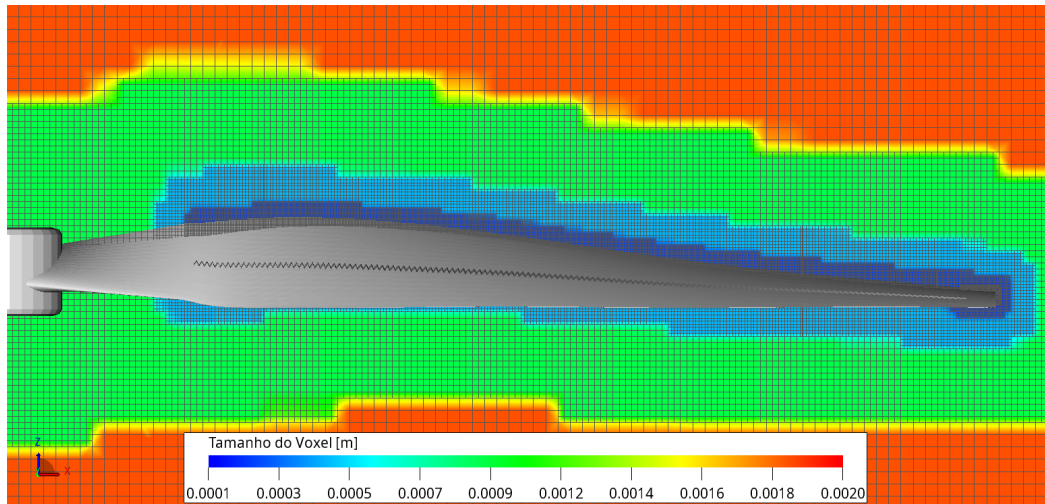


Figura 21 – Refinamento nas bordas da hélice.

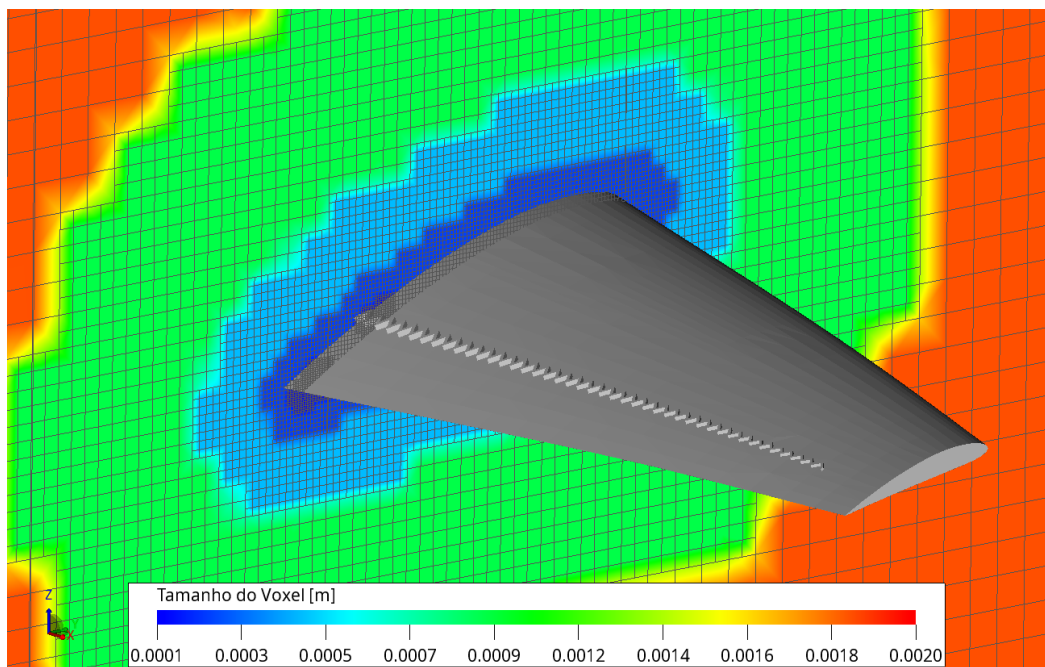


Figura 22 – Refinamento para uma seção representativa à 75% do raio da pá.

Reference Frame), e a rotação da malha ocorre em uma pequena região cilíndrica que engloba a hélice. Para conectar as duas regiões do escoamento, uma interface é utilizada entre os domínios rotativo e inercial não-rotativo. A Figura 23 ilustra a divisão da malha em domínio interno e externo.

A construção e o refinamento da malha foram realizados seguindo a metodologia proposta por Lattari et al. [22]. Nesse estudo, uma análise de convergência de malha foi conduzida para avaliar o impacto da resolução da malha nos resultados aerodinâmicos e acústicos. A configuração atual da malha reflete as conclusões desse estudo.

Para garantir a correta resolução da camada limite e dos efeitos viscosos, o refinamento

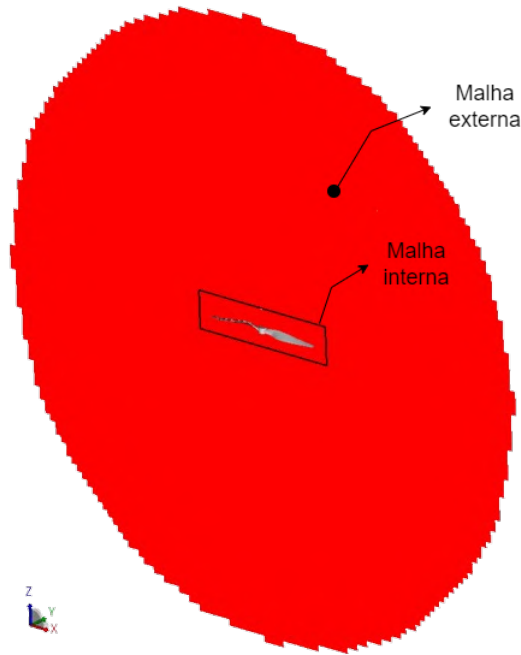


Figura 23 – Malha externa (fixa) e interna (rotativa).

da malha na superfície da hélice buscou manter o valor de y^+ em todas as paredes inferior a 5, idealmente capturando os efeitos da subcamada limite viscosa, conforme recomendado por White [48]. A Figura 24 apresenta os valores de y^+ na superfície da hélice, mostrando que as regiões do bordo de fuga, próximo das pontas de pá e o *tripping* possuem os menores valores, indicando boa resolução nessas áreas.

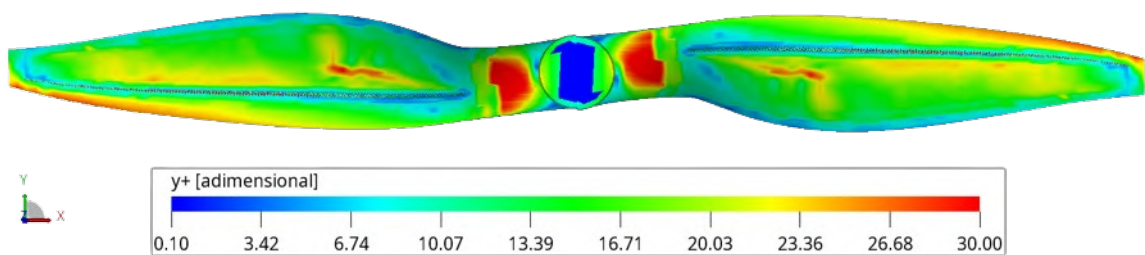


Figura 24 – Valores de y^+ na superfície da hélice.

Contudo, a distribuição de y^+ revela que algumas regiões, como o bordo de ataque e a ponta da pá, poderiam se beneficiar de maior refinamento para alcançar valores de y^+ mais baixos, ideais para a completa resolução da subcamada limite viscosa. Apesar disso, a maioria dos valores de y^+ na superfície da hélice se encontra abaixo de 30, o que, de acordo com a Seção 2.3, ainda é adequado para capturar os efeitos da camada interna da camada limite. Conforme discutido anteriormente, análises de convergência de malha,

realizadas no estudo de Lattari et al. [22] validaram que o refinamento atual é suficiente para os objetivos deste estudo.

3.6 DESCRIÇÃO DAS SIMULAÇÕES

As simulações foram feitas para 5 casos diferentes, considerando o posicionamento da estrutura de disparo da camada limite turbulenta em relação à corda, ao longo do raio da hélice: *tripping* posicionado a 25%, 50% e 75% da corda, ausência de *tripping* e *tripping* na posição automática, onde é esperada a ocorrência da transição da camada limite, segundo o código de BEMT.

As simulações foram realizadas com uma velocidade de escoamento nula, ou seja, razão de avanço igual a zero ($J = 0$), com o objetivo de comparar os resultados numéricos com dados experimentais obtidos em uma câmara semi-anecóica, a qual não possui a infraestrutura de um túnel de vento para simular diferentes razões de avanço. A velocidade de rotação da hélice foi de 5000 rpm. Essa velocidade de rotação faz com que a hélice opere em um regime de baixo número de Reynolds, variando da ordem de 1×10^4 na região próxima ao cubo da hélice a 1×10^5 na região de ponta de pá.

A razão de avanço é definida como a razão entre a velocidade do escoamento livre (U_∞) pelo produto a velocidade de rotação da hélice por segundo (n) e o diâmetro (D) ($J = U_\infty/(nD)$).

Para simular um ambiente completamente anecóico, o domínio de simulação foi definido como uma esfera de raio igual a 325D, com o rotor localizado no centro. Esponjas acústicas foram aplicadas a partir de uma distância de 15D do rotor, modeladas como uma região com incremento progressivo da viscosidade turbulenta para dissipar as ondas acústicas e prevenir reflexões no domínio computacional. Os valores iniciais de temperatura e pressão foram definidos como $T = 288$ K e $p = 101325$ Pa, respectivamente.

O escoamento em torno da hélice, sujeita à condição de contorno de não deslizamento, foi simulado utilizando o método LBM, conforme descrito na Seção 3.1. A simulação compreendeu 10 rotações para a inicialização do domínio, seguidas de 4 rotações para a coleta de dados (600.000 passos de tempo, totalizando 0,720 segundo de tempo físico). O *tripping* foi aplicado somente no lado de sucção, seguindo Grande [18], que indica diferenças relevantes no comportamento da camada limite apenas nesta condição devido à inclusão da estrutura.

As simulações foram rodadas no cluster de computadores da UFSC. O cluster possui 24 nós de processamento, cada um equipado com dois processadores Intel Xeon E5-2620 v3 (6 núcleos/12 threads) e 62 GB de memória RAM. Esta configuração permite a paralelização eficiente das simulações numéricas, reduzindo significativamente o tempo de processamento.

3.7 VALIDAÇÃO

A validação dos resultados numéricos foi realizada por meio da comparação com dados experimentais obtidos no Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC). A matriz de ensaios experimentais reproduziu as configurações das simulações numéricas, variando a posição do *tripping* ao longo da corda da hélice. Os ensaios foram realizados em uma câmara semi-anecóica, simulando um ambiente de espaço aberto.

Os testes foram realizados utilizando a bancada experimental apresentada na Figura 25. Essa bancada, desenvolvida no projeto em parceria com a Embraer [2, 5], consiste em uma estrutura de perfis de alumínio rigidamente fixada ao chão, onde são montados os equipamentos e cabos para o controle da operação do experimento. Para monitorar o ensaio da hélice, a bancada está equipada com um *shaft encoder* (que mede a velocidade de rotação) e uma célula de carga de 6 eixos (que registra as forças resultantes). Além disso, outros sensores, como um termopar e um acelerômetro, estão presentes na estrutura, mas não foram considerados na análise deste trabalho.

Para a medição do ruído, foram utilizados microfones de 1/2 polegada, posicionados em linha reta a uma distância de 2 metros da fonte de ruído, como demonstrado na Figura 26. A distribuição dos microfones compreende desde a frente até a parte de trás do plano de giro da hélice, permitindo a captação das flutuações de pressão no ambiente devido à operação da hélice.

Para mitigar os efeitos acústicos e de vibração na bancada que possam interferir na operação da hélice e nos resultados obtidos, implementaram-se diversas medidas. Espumas de material acústico foram estrategicamente posicionadas para minimizar possíveis interações acústicas com a superfície da estrutura, enquanto placas de material viscoelástico foram aplicadas para reduzir as vibrações na estrutura. Além disso, uma carenagem aerodinâmica envolve cabos, motor e sensores, reduzindo as interações do escoamento proveniente da hélice com superfícies irregulares e minimizando possíveis fontes de ruído.

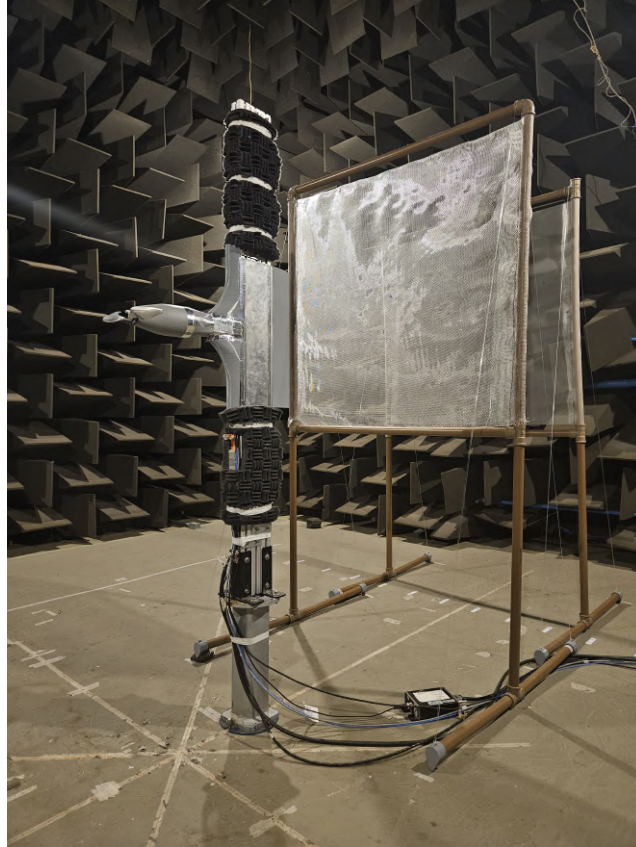


Figura 25 – Bancada de testes.

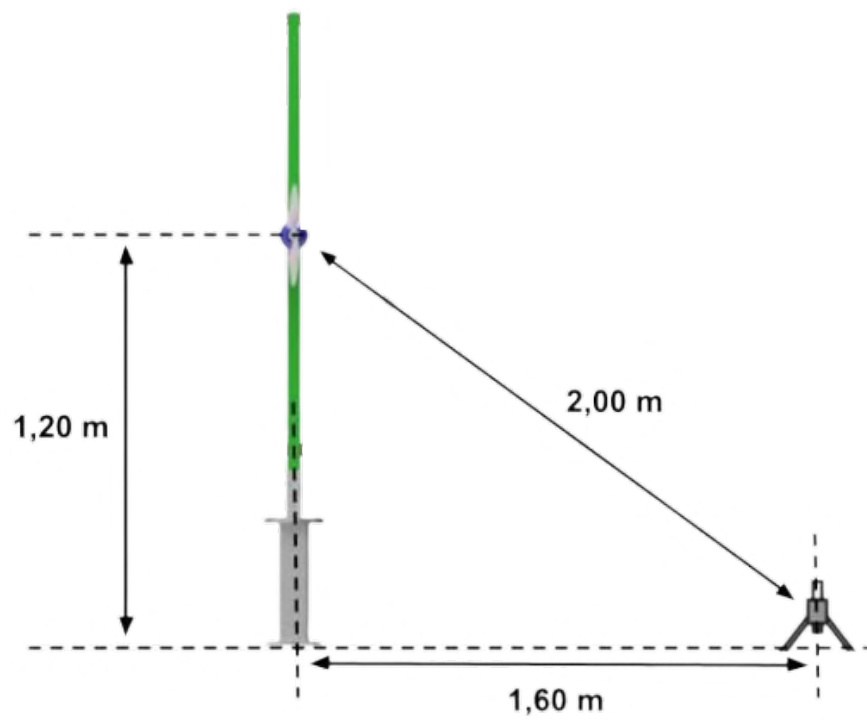
Telas localizadas na parte traseira da estrutura visam retardar os efeitos de recirculação do ar dentro da câmara, quebrando as estruturas turbulentas do escoamento e permitindo um maior tempo de medição antes que o escoamento seja reingerido pela hélice, alterando sua assinatura acústica. Para mais detalhes sobre a construção da estrutura, o sistema de aquisição, efeitos de instalação e outras informações sobre a bancada, consultar o relatório do projeto em parceria com a Embraer [2].

Devido à complexidade de reprodução da geometria paramétrica do *tripping* utilizado nas simulações, adaptações foram necessárias para viabilizar a construção da estrutura para os ensaios experimentais. A geometria foi simplificada para uma faixa reta, mantendo os parâmetros de espessura (dimensão na direção do escoamento), altura (direção normal à superfície) e posicionamento ao longo da corda da hélice. O *tripping* foi construído com fita adesiva revestida de PVC, garantindo aderência à superfície da hélice e facilitando a aplicação e remoção sem danos.

O *tripping* simulado foi reproduzido experimentalmente com tiras finas de fita adesiva cortadas manualmente, com 2 mm de largura e 0,20 mm de espessura, a espessura comercial mais próxima da altura média de 0,17 mm do *tripping* simulado. O posicionamento ao



(a) Arranjo em relação à bancada.



(b) Vista frontal - distâncias.

Fonte: Adaptado de Búrigo [5]

Figura 26 – Arranjo experimental dos microfones.

longo da corda da hélice foi realizado conforme as posições pré-definidas, utilizando um paquímetro digital para garantir a precisão a partir do bordo de ataque. A Figura 27 ilustra o *tripping* produzido e os cinco casos ensaiados.



(a) Sem *tripping*.



(b) *Tripping* em 25% da corda.



(c) *Tripping* em 50% da corda.



(d) *Tripping* em 75% da corda.



(e) *Tripping* na posição automática.

Figura 27 – Casos de *tripping* ensaiados.

Os dados obtidos nos ensaios experimentais foram analisados utilizando códigos desenvolvidos em Python. Para os dados de pressão captados pelos microfones, aplicou-se a transformada de Fourier, uma ferramenta matemática que permite a conversão do sinal do domínio do tempo para o da frequência. A largura de banda escolhida para a apresentação dos resultados, tanto para os dados experimentais quanto para os numéricos, foi de 25 Hz. Essa escolha foi motivada pela limitação do tempo de simulação, e a mesma largura de banda foi utilizada em ambos os casos para possibilitar uma comparação direta. Os dados de torque e empuxo apresentaram ruído considerável, sendo necessário aplicar um filtro passa-baixa para suavizar o sinal e facilitar a análise.

Salienta-se que os testes experimentais foram conduzidos com a colaboração do

Engenheiro Mecânico Augusto Barth Beck, mestrando do LVA que está envolvido no desenvolvimento contínuo do projeto da bancada de testes de hélices, bem como no desenvolvimento dos ensaios necessários para o projeto.

Os resultados dos ensaios experimentais, juntamente com os numéricos são apresentados, analisados, e comparados no próximo capítulo (Capítulo 4).

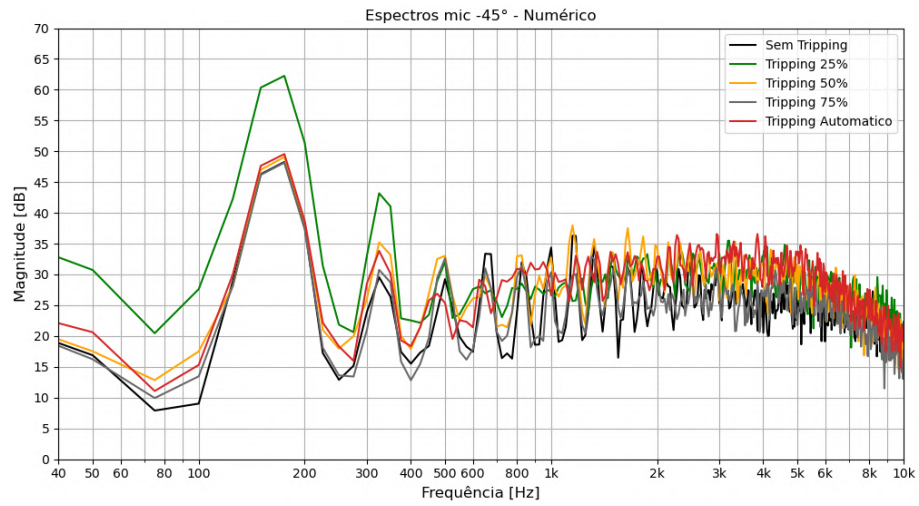
4 RESULTADOS

Neste capítulo, são apresentados os resultados obtidos por meio de simulações numéricas e ensaios experimentais realizados para investigar os efeitos aerodinâmicos e aeroacústicos da instalação do zigue-zague *tripping* em uma hélice. As simulações numéricas foram realizadas utilizando o software PowerFLOW, que emprega o método Lattice Boltzmann (LBM) para resolver o escoamento e a analogia acústica de Ffowcs Williams-Hawkins (FW-H) para propagar o ruído gerado. Os ensaios experimentais foram realizados no Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), em uma câmara semi-anecóica, utilizando uma bancada de testes especialmente projetada para testes de hélices. As diferentes configurações de *tripping* simuladas e testadas experimentalmente incluem a ausência do *tripping* e o posicionamento em diferentes localizações ao longo da corda da pá da hélice. Os resultados numéricos e experimentais são comparados e analisados para avaliar a influência do *tripping* nos carregamentos aerodinâmicos (empuxo, torque) e na emissão de ruído (tonal e banda larga) da hélice.

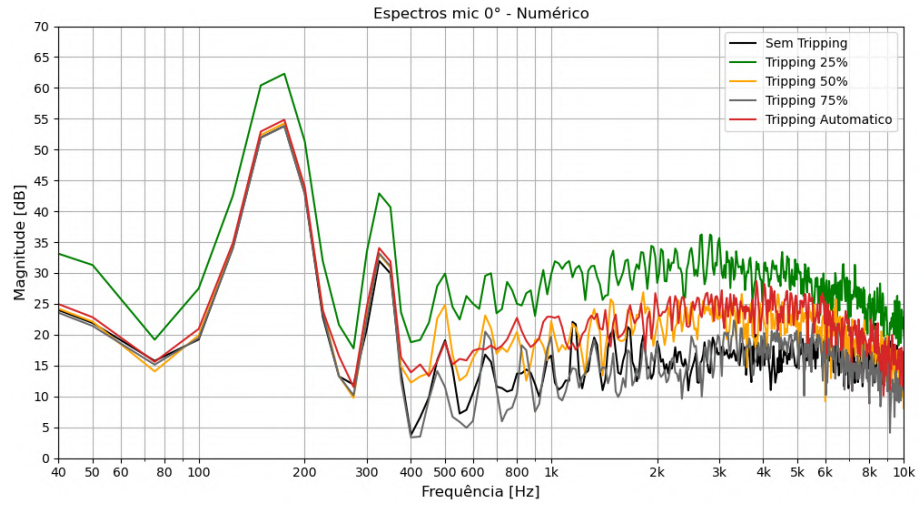
4.1 RESULTADOS NUMÉRICOS

As Figuras 28a, 28b e 28c apresentam os espectros de pressão sonora obtidos numericamente para diferentes ângulos de medição (-45° , 0° e 45° , respectivamente) e para as cinco configurações de zigue-zague *tripping* investigadas. Em geral, observa-se que a presença do *tripping*, independentemente de sua posição e do ângulo de medição, tende a aumentar a magnitude do ruído, tanto do tipo de banda larga quanto tonal, em determinadas faixas de frequência, especialmente nas frequências mais altas.

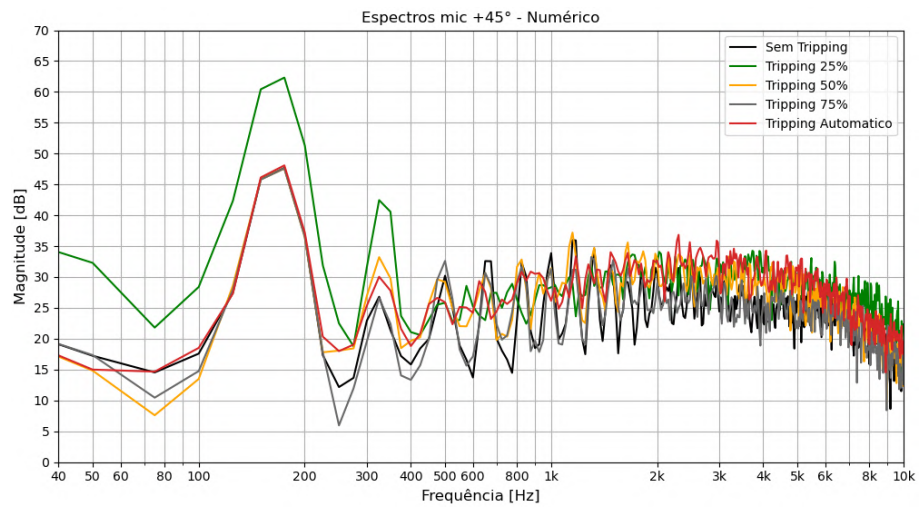
No ângulo de -45° (Figura 28a), o *tripping* posicionado a 25% da corda da pá da hélice demonstra o maior aumento na magnitude do ruído nas frequências mais baixas, principalmente nos primeiros harmônicos (referentes à BPF). Tal aumento pode ser atribuído à intensificação da turbulência e à alteração do carregamento aerodinâmico da pá, modificando a distribuição de pressão e a intensidade das forças aerodinâmicas. Essas alterações podem levar a flutuações de pressão periódicas mais intensas e, conseqüentemente, a um aumento do ruído tonal. Percebe-se que, o *tripping* a 75% da corda apresenta um aumento mais moderado na magnitude do ruído, sugerindo que o posicionamento do



(a) Espectro de pressão sonora a -45°.



(b) Espectro de pressão sonora a 0°.



(c) Espectro de pressão sonora a +45°.

Figura 28 – Espectros de pressão sonora obtidos numericamente para diferentes configurações de *tripping* e ângulos de medição: (a) -45°, (b) 0° e (c) 45°.

tripping mais próximo ao bordo de fuga da pá pode ser menos impactante na geração de ruído.

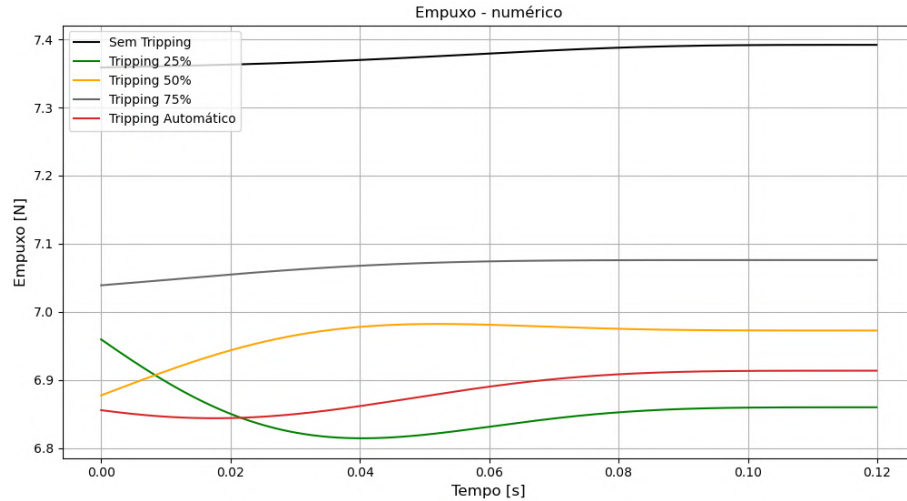
A análise do espectro de ruído a 0° (Figura 28b) revela que o *tripping* a 25% da corda causa o maior aumento na magnitude do ruído, no espectro como um todo. As demais configurações de *tripping* apresentam um comportamento similar, com um aumento moderado do ruído em relação ao caso sem *tripping*. O posicionamento do *tripping* a 50% e o automático, que possuem distribuições espaciais ao longo da pá mais próximas, apresentam valores de ruído de banda larga similares e intermediários em relação aos outros casos. O caso com *tripping* a 75% da corda apresenta o menor nível de ruído, sendo próximo ao caso sem *tripping*. O ruído tonal neste ângulo de medição possui um nível um pouco maior comparado com o anterior e com excessão do caso para 25% o ruído de banda larga possui valores menores.

Em $+45^\circ$ (Figura 28c) temos, novamente, que o *tripping* a 25% da corda causa o maior aumento na magnitude do ruído, principalmente em baixas frequências. As outras configurações de *tripping* apresentam um aumento mais moderado do ruído em relação ao caso sem *tripping*. Apesar do ruído de banda larga de cada caso se misturar, pode-se ainda perceber que os casos de *tripping* mais próximos ao bordo de fuga apresentam resultados mais próximos ao caso sem *tripping*, corroborando a hipótese de que o posicionamento do *tripping* mais próximo ao bordo de fuga da pá pode ser menos impactante na geração de ruído no caso da simulação.

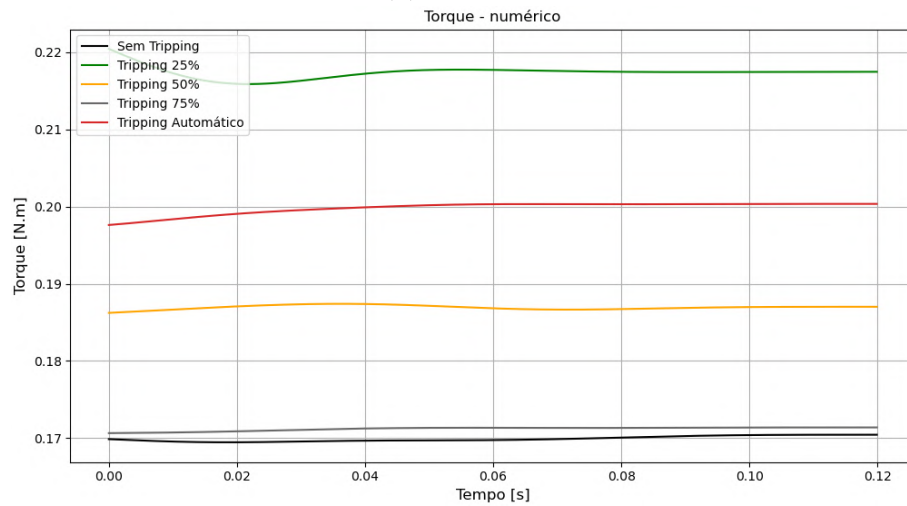
Em suma, os resultados numéricos de ruído indicam que o *tripping* a 25% da corda é a configuração mais crítica em termos de aumento do ruído da hélice, independentemente do ângulo de medição. Essa configuração intensifica tanto o ruído de banda larga, devido ao aumento da turbulência gerada, quanto o ruído tonal, possivelmente pela interação das pás da hélice com os vórtices formados na esteira. As configurações de *tripping* a 50% e automático demonstraram um aumento considerável no ruído de banda larga, especialmente no plano de giro. O caso de *tripping* a 75% apresentou um aumento mais moderado na magnitude do ruído, sugerindo que posições mais próximas ao bordo de fuga da pá podem ser menos impactantes na geração de ruído.

As Figuras 29a e 29b ilustram, respectivamente, a evolução temporal do empuxo e do torque gerados pela hélice para diferentes configurações de *tripping*, obtidos através de simulações numéricas.

Em relação ao empuxo, a presença do *tripping* reduz o valor médio gerado pela



(a) Empuxo.



(b) Torque.

Figura 29 – Carregamentos numéricos para diferentes configurações de *tripping*.

hélice em comparação ao caso sem *tripping*. O posicionamento do *tripping* a 25% da corda apresenta o maior impacto negativo, seguido pelas configurações a 50% e automática, que possuem valores próximos. Já o *tripping* a 75% resulta em um empuxo médio pouco inferior ao caso sem *tripping*, indicando que a proximidade com o bordo de fuga parece sofrer menos com esse impacto negativo.

No que diz respeito ao torque, a análise da Figura 29b revela que a presença do *tripping* leva a um aumento do torque médio gerado pela hélice. O *tripping* a 25% da corda apresenta o maior aumento de torque, seguido pelas configurações a automática e a 50%. O *tripping* a 75%, por sua vez, resulta em um torque médio muito próximo ao caso sem *tripping*. Essa tendência de aumento do torque com o *tripping* pode ser atribuída ao aumento da turbulência e do arrasto na superfície da pá, que exigem um maior torque

para manter a rotação da hélice.

Para investigar os efeitos acústicos e de carregamento obtidos numericamente, analisam-se os resultados da simulação fluidodinâmica, como a distribuição de pressão total na superfície da hélice e a magnitude da vorticidade no plano de giro, para os casos sem e com *tripping* a 25% da corda (Figuras 30 e 31). As comparações feitas com essas figuras permite visualizar o impacto da presença do *tripping* no escoamento em torno da pá da hélice.

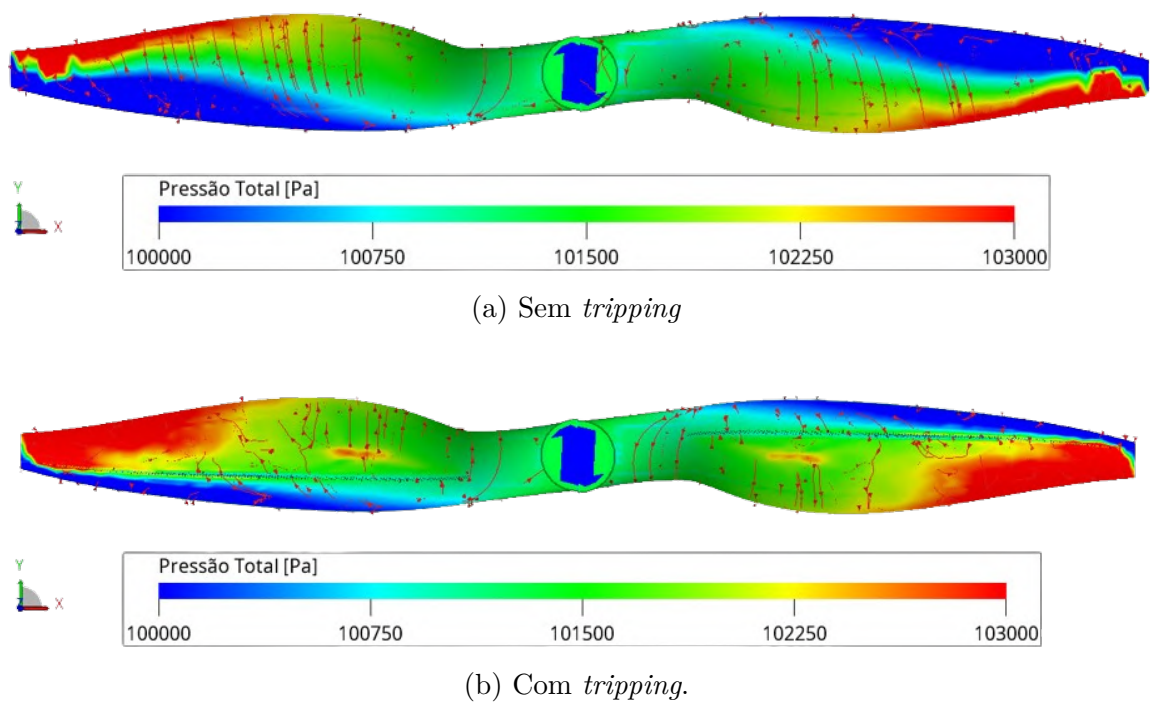


Figura 30 – Contornos para a pressão total na superfície no plano de giro da hélice (lado de sucção).

Na Figura 30a (sem *tripping*), a distribuição de pressão total é relativamente uniforme ao longo da corda da pá, com uma região de baixa pressão ao longo do bordo de ataque e uma região de alta pressão na região do bordo de fuga. As linhas de corrente na superfície da pá da hélice são bem comportadas, indicando a predominância do escoamento laminar.

Na Figura 30b (com *tripping* a 25% da corda), a distribuição de pressão total é significativamente alterada. Observa-se uma região de alta pressão mais extensa e intensa na parte frontal da pá (extradorso), o que pode indicar um aumento da carga na pá. Além disso, a região de baixa pressão nessa superfície de sucção é menos extensa e intensa, o que pode levar a uma redução do empuxo, como observado anteriormente (Figura 29a).

Nota-se que as linhas de corrente são disruptadas na região do *tripping*, evidenciando a transição para um escoamento turbulento.

Comparando agora as Figuras 31a e 31b percebe-se que magnitude da vorticidade é consideravelmente maior na presença do *tripping*, especialmente no bordo de fuga da hélice. Essa intensificação da vorticidade indica que o *tripping* está cumprindo seu papel de induzir a transição da camada limite laminar para turbulenta, gerando vórtices e aumentando a mistura do escoamento. Os vórtices da ponta da pá também são mais intensos e turbulentos na presença do *tripping*.

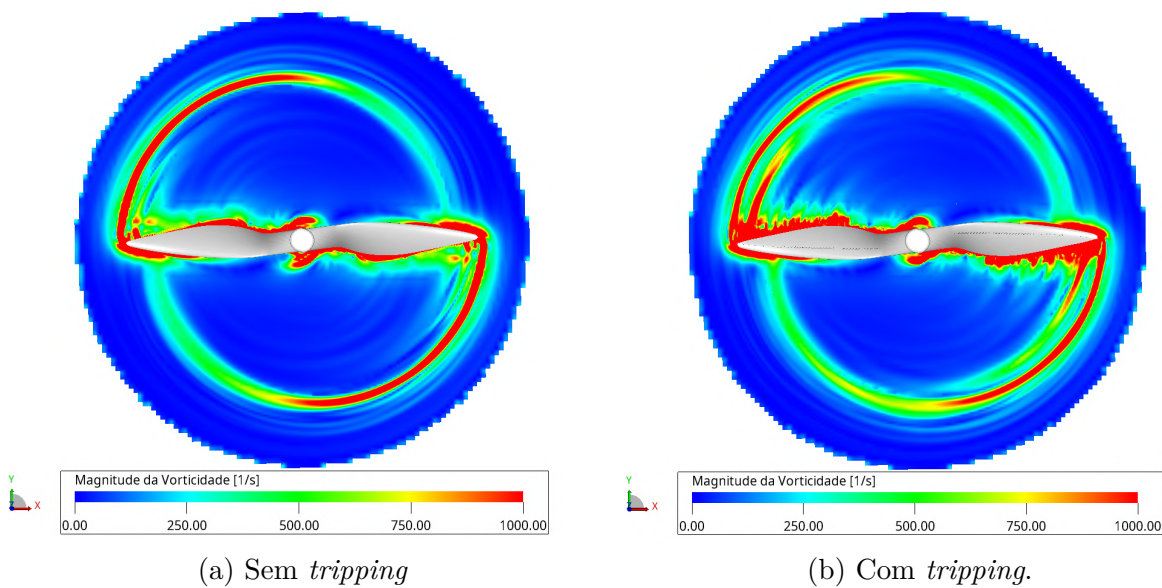


Figura 31 – Contornos para a magnitude da vorticidade no plano de giro da hélice (lado de sucção).

Visto isso, a comparação realizada com as Figuras 30 e 31 evidencia o impacto significativo do *tripping* no escoamento em torno da pá da hélice. A presença do dispositivo altera a distribuição de pressão, intensifica a vorticidade e sugere a promoção da transição da camada limite laminar para turbulenta. Essas alterações no escoamento podem explicar a redução do empuxo e o aumento do ruído observados anteriormente (Figuras 28 e 29a).

Outro parâmetro que ilustra a dinâmica do escoamento na simulação numérica é mostrado na Figura 32, que apresenta a distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em uma seção transversal da hélice, localizada a 0,75% do raio da pá, para diferentes configurações de *tripping*. Pode-se observar que a inclusão do *tripping* altera o perfil de velocidade do escoamento, induzindo o espessamento da camada limite e antecipando a transição do regime laminar para o turbulento, em comparação com o

caso sem *tripping* (Figura 32a). Tal comportamento é similar ao ilustrado na Figura 12, do estudo de Morse e Mahesh [29], e se torna mais evidente à medida que o *tripping* é posicionado mais próximo ao bordo de ataque (Figura 32e). Essa transição é caracterizada pelo surgimento de estruturas de vórtices e regiões de alta velocidade mais intensas e extensas, especialmente na região próxima ao *tripping* e na esteira da hélice.

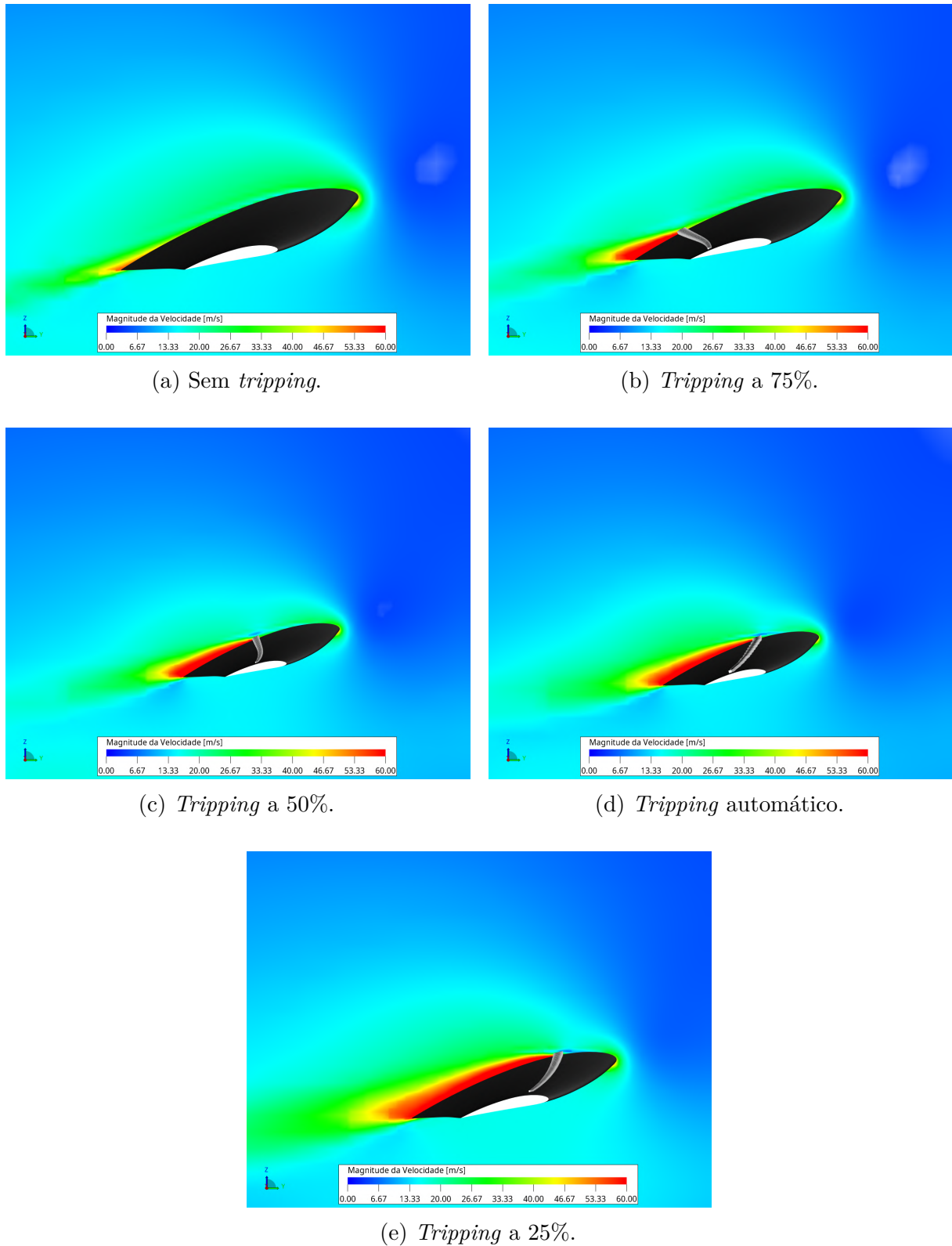


Figura 32 – Distribuições de magnitude da velocidade para diferentes configurações de *tripping*: (a) sem *tripping*, (b) *tripping* a 75%, (c) *tripping* a 50%, (d) *tripping* automático, e (e) *tripping* a 25%.

O aumento da turbulência e a formação de vórtices na esteira da hélice podem estar associados ao aumento do ruído de banda larga observado nos resultados numéricos,

visto que a turbulência intensifica as flutuações de pressão no escoamento. Além disso, a transição da camada limite laminar para turbulenta, induzida pelo *tripping*, pode levar a um aumento da espessura da camada limite e, conseqüentemente, do volume de ar deslocado pelas pás da hélice. Esse aumento no deslocamento de ar pode contribuir para o aumento do ruído de espessura, que é uma componente do ruído tonal.

A intensificação da turbulência e a alteração do padrão de escoamento também podem levar a um aumento dos esforços aerodinâmicos na pá da hélice. O aumento do arrasto, por exemplo, exige um maior torque para manter a rotação da hélice, o que justifica os resultados numéricos que indicam um aumento do torque médio com a presença do *tripping* (Figura 29b).

Um resultado significativo da simulação é demonstrado na Figura 33, que ilustra seções transversais próximas à raiz e à ponta de pá da hélice, mostrando a viscosidade turbulenta ao longo da pá. Nota-se maior viscosidade turbulenta no caso sem *tripping* (Figura 33a), em contraste com o caso com *tripping* (Figura 33b), onde a viscosidade é menor. Essa diferença indica que, sem *tripping*, o modelo numérico resolve a simulação com um aumento da viscosidade turbulenta modelada. Por outro lado, o *tripping* induz transição para turbulência, permitindo que uma porção maior da energia cinética turbulenta seja resolvida diretamente, diminuindo os níveis de viscosidade turbulenta modelada. A confirmação dessa hipótese exigiria a comparação da fração de energia cinética turbulenta resolvida e modelada em ambos os casos, algo além do escopo deste trabalho.

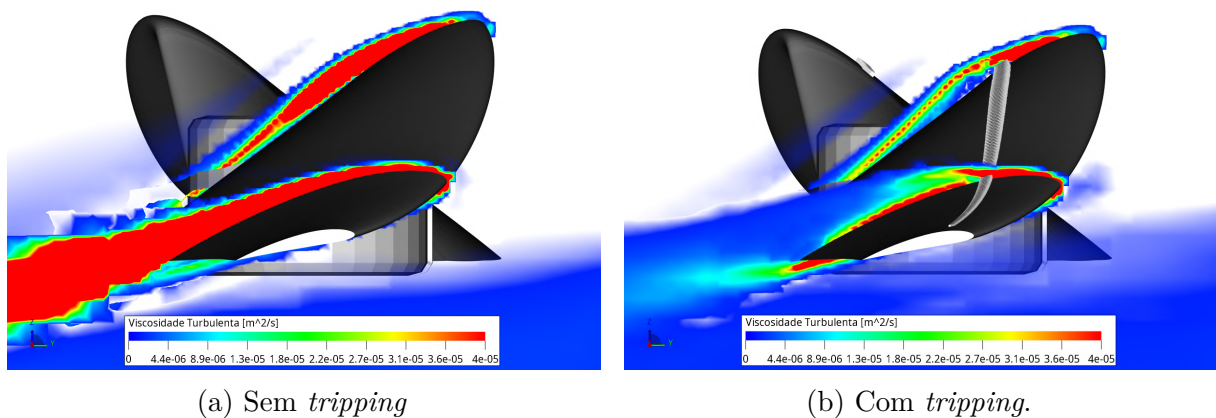


Figura 33 – Distribuição de viscosidade turbulenta com *tripping* a 25%.

4.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

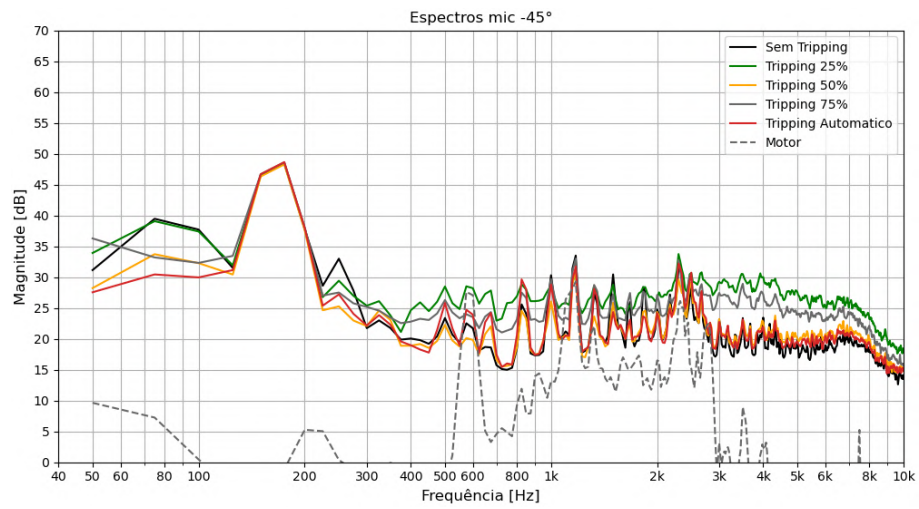
As Figuras 34a, 34b e 34c ilustram os espectros de pressão sonora da hélice obtidos para diferentes ângulos de medição (-45° , 0° e 45° , respectivamente) e para as cinco configurações de tripping investigadas e para o ruído de fundo produzido pelo motor. Em geral, observa-se que a presença do *tripping* tende a aumentar a magnitude do ruído em determinadas faixas de frequência, especialmente nas frequências mais altas. Observa-se também que o ruído do motor influencia nas médias frequências. Além disso, a posição do *tripping* ao longo da corda da pá da hélice e o ângulo de medição influenciam o espectro de ruído.

Na Figura 34a, correspondente ao ângulo de -45° , o *tripping* a 25% da corda apresenta o maior aumento na magnitude do ruído. Esse aumento pode ser atribuído à intensificação da turbulência gerada pelo *tripping* nessa posição, resultando em maior emissão de ruído de banda larga. O *tripping* a 50% da corda e o automático, por sua vez, apresentam um aumento mais moderado na magnitude do ruído, sugerindo que uma posição do *tripping* mais intermediária à corda da pá pode ser menos impactante na geração de ruído.

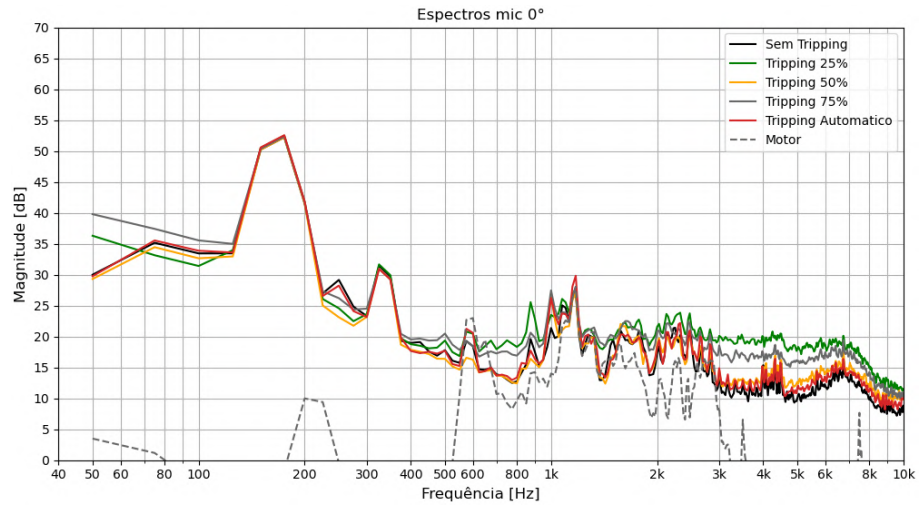
Na Figura 34b, correspondente ao ângulo de 0° , o *tripping* a 25% da corda também apresenta o maior aumento na magnitude do ruído, com destaque para a faixa de 400 Hz a 900 Hz. As demais configurações de *tripping* apresentam um aumento menos significativo, indicando que o efeito da posição do *tripping* no ruído pode ser menos pronunciado em ângulos de medição próximos ao plano de rotação da hélice.

Um comportamento semelhante aos anteriores é encontrado na Figura 34c, correspondente ao ângulo de 45° , o *tripping* a 25% da corda novamente se destaca, exibindo o maior aumento na magnitude do ruído. Nota-se uma leve redução na magnitude dos picos tonais em relação com os espectros anteriores e um leve aumento do ruído de banda larga em comparação com o plano de giro.

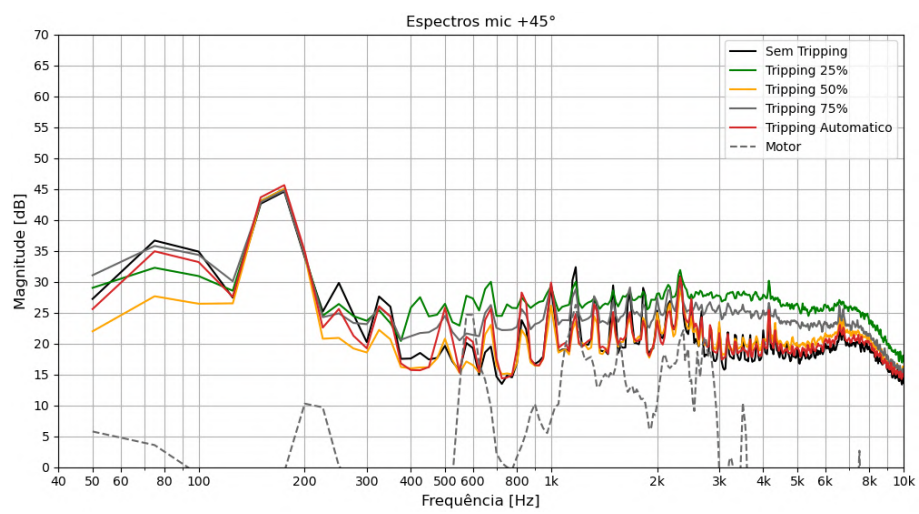
Em resumo, os resultados experimentais mostram que o *tripping* a 25% da corda é a configuração que mais contribui para o aumento do ruído da hélice, independentemente do ângulo de medição. O *tripping* a 75% da corda também apresenta um aumento considerável no ruído. As demais configurações de tripping (50% e automático) apresentam um aumento mais moderado na magnitude do ruído. Essa análise sugere que a posição do *tripping* ao longo da corda da pá da hélice e o ângulo de medição desempenham papéis importantes na determinação das características do ruído gerado pela hélice.



(a) Espectro de pressão sonora a -45°.



(b) Espectro de pressão sonora a 0°.



(c) Espectro de pressão sonora a +45°.

Figura 34 – Espectros de pressão sonora medidos experimentalmente para diferentes configurações de *tripping* e ângulos de medição: (a) -45°, (b) 0° e (c) 45°.

Em relação ao ruído tonal, percebe-se a presença de picos em frequências específicas, correspondentes à frequência de passagem da pá (BPF) e seus harmônicos, além de ruído do eixo do motor em sub-harmônicos. A inclusão do *tripping* intensifica o ruído tonal, resultando em um aumento da magnitude dos picos em frequências intermediárias. Essa intensificação pode estar associada à maior interação das pás da hélice com os vórtices formados na esteira, devido ao aumento da turbulência induzida pelo *tripping*. Essa maior interação gera flutuações de pressão periódicas mais intensas, contribuindo para o aumento do ruído tonal.

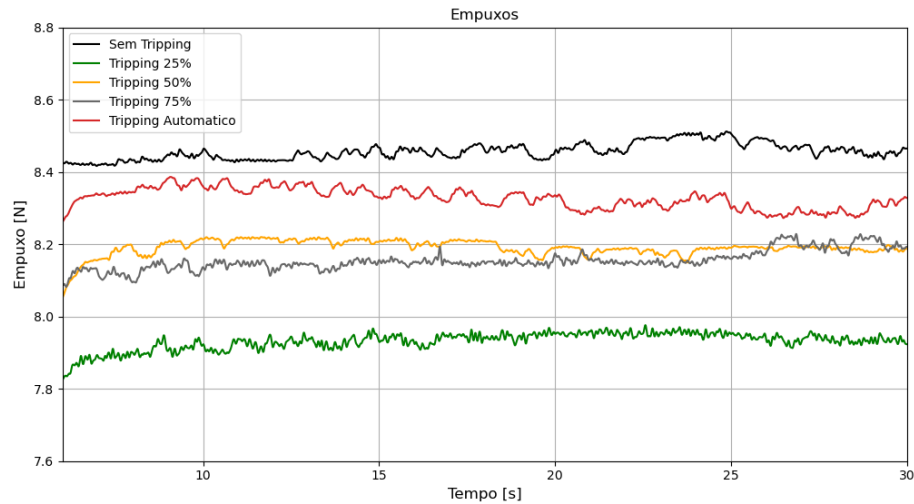
O *tripping* automático, que em teoria prediz a posição de transição natural da camada limite, apresentou um resultado intrigante. Em relação ao ruído de banda larga, o *tripping* automático resultou em um espectro próximo ao caso sem *tripping*, indicando que essa configuração pode ser eficaz em reproduzir o efeito de transição natural no experimento.

A variação angular dos espectros de pressão sonora revela a diretividade das fontes de ruído. O ruído de banda larga é mais intenso a -45° e $+45^\circ$, enquanto o ruído tonal é mais pronunciado no plano de giro da hélice. Essa diferença pode estar relacionada à diretividade dos vórtices da ponta da pá e do ruído de espessura, que são fontes de ruído com características direcionais.

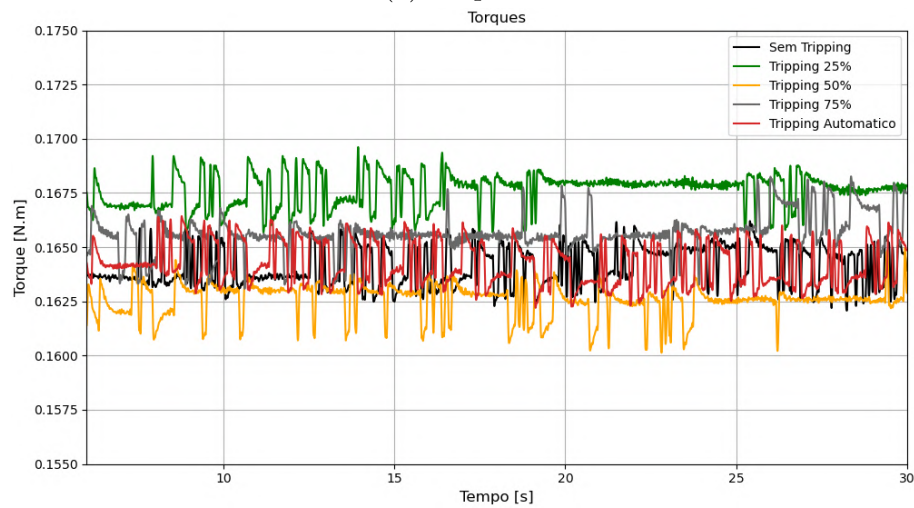
Em suma, os resultados experimentais demonstram que a presença do *tripping* aumenta o ruído da hélice, tanto em banda larga quanto tonal. A posição do *tripping* ao longo da corda e o ângulo de medição influenciam significativamente o espectro de ruído. O *tripping* automático se mostrou promissor em condizer com o espectro da hélice sem *tripping*, mas apresentou variações em frequências intermediárias, possivelmente devido ao ruído do motor, em relação ao ruído tonal. A variação angular dos espectros destaca a importância de considerar a diretividade das fontes de ruído na análise e no projeto de hélices.

As Figuras 35a e 35b ilustram, respectivamente, a evolução temporal do empuxo e do torque gerados pela hélice para diferentes configurações de *tripping*. O transiente inicial (tempo para a hélice estabilizar sua velocidade de rotação) foi desconsiderado.

Em relação ao empuxo, apesar das variações parecerem pequenas, é possível notar diferenças entre as configurações de *tripping*. O caso sem *tripping* apresenta o maior valor médio de empuxo, seguido pela configuração com *tripping* automático, que se aproxima do valor do caso sem *tripping*. As demais configurações de *tripping* (50%, 75% e 25%) apresentam valores médios de empuxo progressivamente menores.



(a) Empuxo.



(b) Torque.

Figura 35 – Carregamentos experimentais para diferentes configurações de *tripping*.

Essa tendência sugere que a presença do *tripping*, em geral, reduz o empuxo médio gerado pela hélice. A posição do *tripping* na corda da pá também parece influenciar o empuxo, sendo que o posicionamento a 25% da corda resulta no menor valor médio. Essa redução do empuxo pode estar associada ao aumento da turbulência e do arrasto na superfície da pá induzidos pelo *tripping*, que dificultam a geração de força propulsiva.

O *tripping* automático, por sua vez, apresenta um comportamento interessante. Apesar de também reduzir o empuxo médio em relação ao caso sem *tripping*, essa redução é menos significativa do que nas outras configurações. Essa observação sugere que o *tripping* automático, tentar reproduzir o efeito natural de transição da camada limite, pode minimizar o impacto negativo do *tripping* no empuxo, buscando um equilíbrio entre a promoção da transição da camada limite e a redução do arrasto.

No que diz respeito ao torque, a análise da Figura 35b revela que a presença do *tripping*, em geral, pode levar a um pequeno aumento do torque médio gerado pela hélice. Entretanto, a variação entre as diferentes configurações de *tripping* é pequena, da ordem das incertezas associadas às medições experimentais. Observa-se uma leve tendência de aumento do torque com o *tripping* posicionado a 25% da corda, mas essa diferença não é estatisticamente significativa. Portanto, com base nos dados experimentais obtidos, não é possível afirmar que a posição do *tripping* influencia significativamente o torque gerado pela hélice.

4.3 COMPARAÇÃO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL

A comparação entre os resultados numéricos e experimentais permite avaliar a capacidade do modelo numérico VLES/LBM em prever o desempenho aerodinâmico e acústico da hélice, bem como analisar a influência do *tripping* na concordância entre os resultados sob as diferentes configurações propostas. A análise dos espectros, torque e empuxo obtidos tanto nas simulações quanto nos ensaios experimentais aprofunda essa compreensão.

A Figura 36 apresenta os espectros de pressão sonora para os casos sem *tripping* (simulação e experimento) e com *tripping* automático (simulação), medidos no plano de giro da hélice (0°). Tomando como referência o espectro do dado experimental sem *tripping*, percebe-se que ambos os espectros numéricos apresentam uma boa concordância com os primeiros harmônicos, que representam o ruído tonal, associado principalmente ao ruído de espessura (Seção 2.2.1.1). No entanto, há uma ligeira superestimação do ruído tonal e uma superestimação mais pronunciada do ruído de banda larga nas altas frequências. Essa última pode ser atribuída à dificuldade do modelo numérico em capturar os níveis corretos de turbulência no escoamento em torno da pá, como discutido na Seção 2.2.2.

O *tripping* automático, que em teoria deveria se aproximar do caso sem *tripping* por tentar reproduzir a posição natural de transição da camada limite (Seção 2.4), apresentou maior ruído de banda larga, sugerindo que a simulação sem *tripping* é mais coerente com os resultados experimentais. Essa discrepância pode indicar que o modelo numérico VLES/LBM, com o modelo de turbulência RNG k- (ϵ) , esteja resolvendo de forma superestimada a turbulência gerada pelo *tripping*, como pode ser observado na Figura 33.

A Figura 37 mostra o erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos da

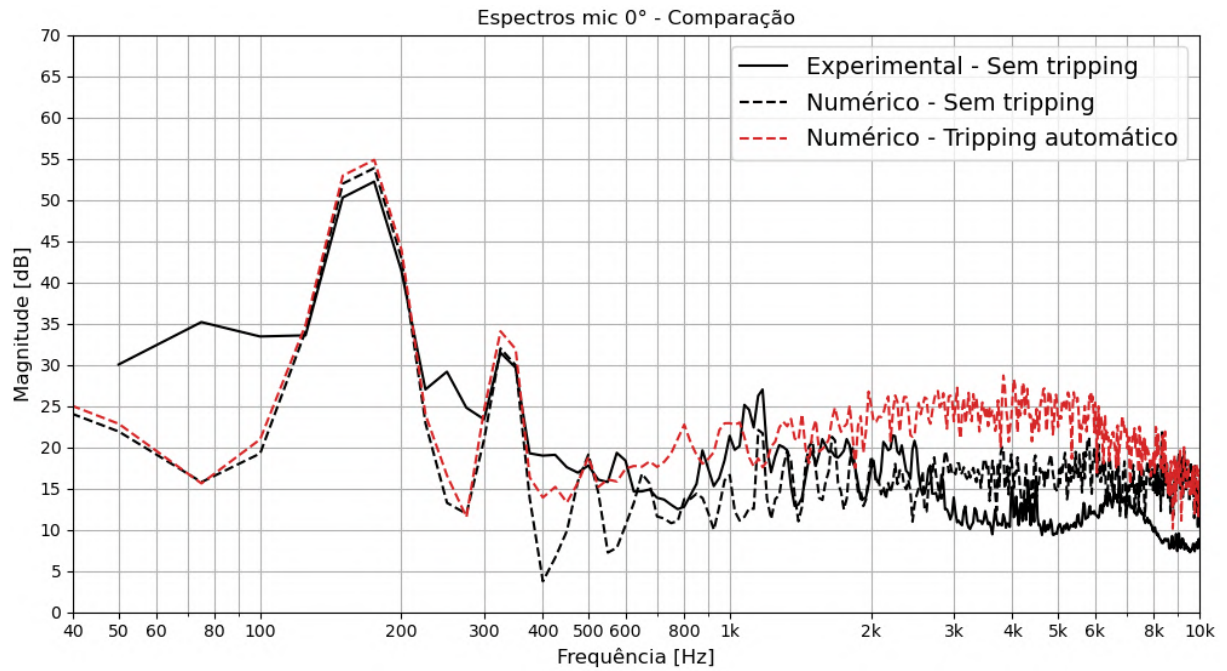


Figura 36 – Comparação espectros experimental e numéricos sem *tripping* e *tripping* automático.

Figura 36. Observa-se que, exceto por picos de erro associados à frequência de rotação do motor (sub-harmônicas da BPF), o erro é baixo em baixas frequências. No entanto, o ruído de banda larga apresenta um erro maior para o caso com *tripping* automático, corroborando a observação de que a simulação sem *tripping* é mais próxima do caso experimental sem *tripping*.

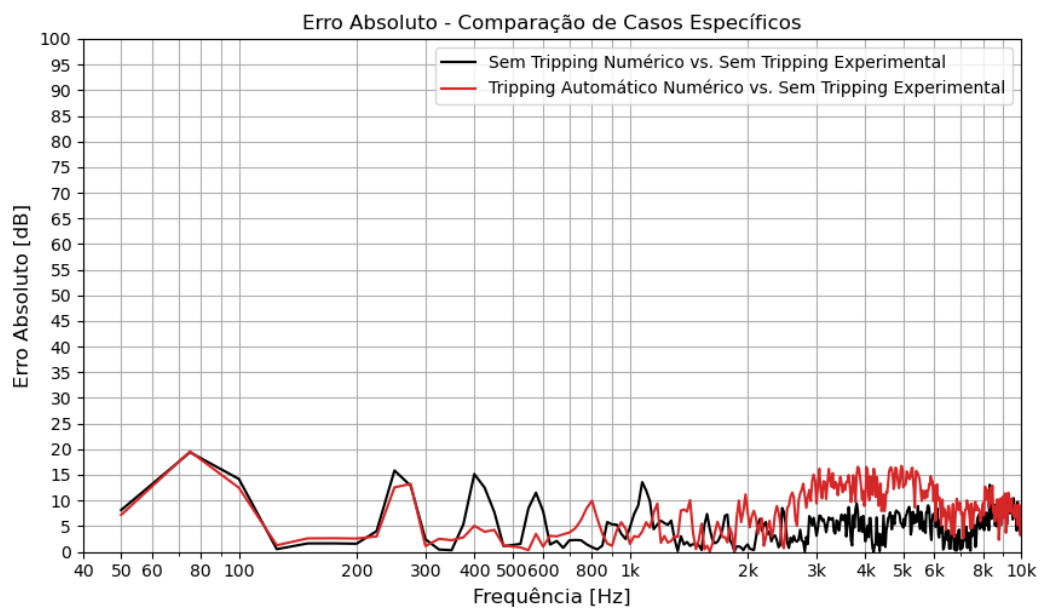


Figura 37 – Erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos.

Adicionalmente, a Figura 38 apresenta o erro absoluto entre os espectros numéricos e experimentais para todas as configurações de *tripping*. Observa-se que, com exceção de picos de erro associados à frequência de rotação do motor (sub-harmônicos da BPF), que não é considerada na simulação numérica, o erro em baixas frequências se mantém, em geral, abaixo de 5 dB. No entanto, o erro no ruído de banda larga aumenta significativamente em altas frequências, especialmente para as configurações com *tripping* posicionado mais próximo ao bordo de ataque (25% e 50% da corda).

Novamente, essa tendência de aumento do erro nas altas frequências pode ser atribuída à superestimação dos níveis de turbulência na resolução numérica do escoamento, principalmente quando o *tripping* se encontra mais próximo do bordo de ataque, promovendo o disparo do *solver* numérico de turbulência mais cedo na simulação, especialmente para as configurações de 25% e 50% da corda. A interação da turbulência com o bordo de fuga e a camada limite turbulenta, que são fontes de ruído de banda larga (Seção 2.2.2), também podem não estar sendo capturadas com precisão pelo modelo numérico, contribuindo para um erro maior nas altas frequências. Adicionalmente, a Figura 39, presente no Apêndice A, compara os espectros numéricos e experimentais para cada configuração de *tripping*, permitindo uma análise mais detalhada das diferenças entre os resultados.

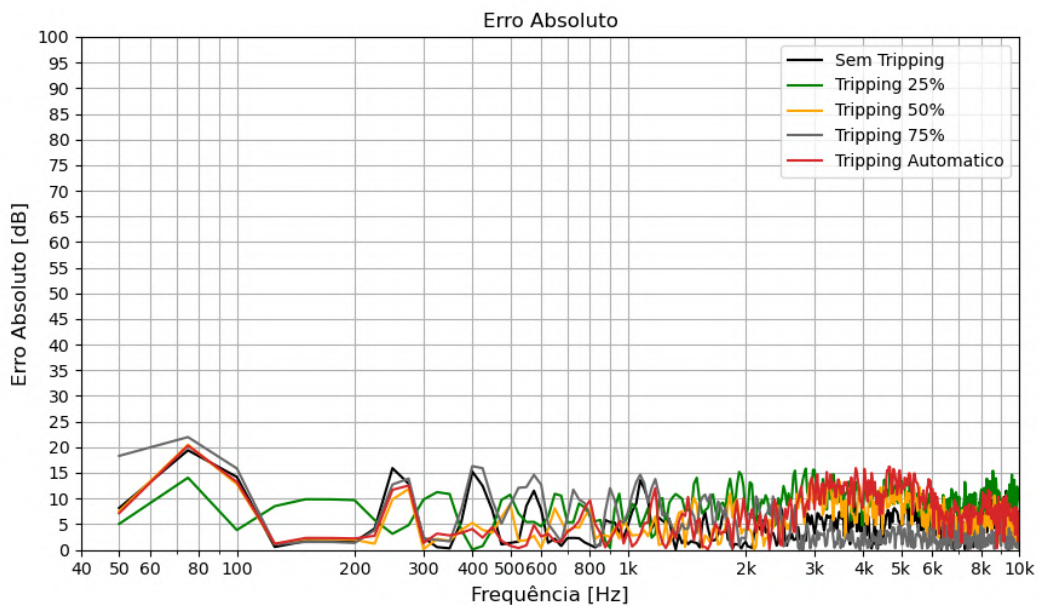


Figura 38 – Erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos.

As Tabelas 2 e 3 comparam os valores de empuxo e torque, respectivamente, obtidos numericamente para as diferentes configurações de *tripping* com o caso experimental sem

tripping, tomado como referência para o cálculo do erro relativo.

A Tabela 2 revela que todas as configurações numéricas subestimam o empuxo em relação ao experimento, com erros variando de aproximadamente 12% (sem *tripping* numérico) a 19% (*tripping* a 25% da corda). Essa subestimação pode ser atribuída à superestimação dos níveis de turbulência na resolução numérica do escoamento, especialmente quando o *tripping* está presente, levando a um aumento do arrasto na superfície da pá e consequente redução do empuxo. Como visto na Figura 30, a presença do *tripping* altera a distribuição de pressão na pá da hélice, reduzindo a região de baixa pressão no extradorso e, portanto, a força de sustentação gerada. O caso sem *tripping* numérico, por sua vez, é o que mais se aproxima do resultado experimental, indicando que a metodologia numérica sem *tripping* é mais precisa para a predição do empuxo da hélice.

Condição	Empuxo (N)	Erro Relativo (%)
Sem <i>Tripping</i> Experimental	8.46	-
Sem <i>Tripping</i> Numérico	7.38	12.76
<i>Tripping</i> 75% Numérico	7.07	16.43
<i>Tripping</i> 50% Numérico	6.96	17.75
<i>Tripping</i> Automático Numérico	6.88	18.68
<i>Tripping</i> 25% Numérico	6.85	19.05

Tabela 2 – Comparação dos empuxos numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso Sem *Tripping* Experimental.

A Tabela 3 mostra que as configurações numéricas com *tripping* superestimam o torque em relação ao experimento, com erros variando de aproximadamente 4% (sem *tripping* numérico) a 32% (*tripping* a 25% da corda). Essa superestimação pode estar relacionada ao aumento da turbulência próximo à superfície da pá da hélice, induzido pela presença do *tripping*. O aumento da turbulência intensifica a dissipação de energia e, consequentemente, o torque necessário para manter a rotação da hélice. A Figura 32 ilustra o efeito do *tripping* no aumento da espessura da camada limite e na intensificação da turbulência, corroborando a hipótese de que o *tripping* aumenta o arrasto e, consequentemente, o torque. O *tripping* automático também superestima o torque em 21,95%, indicando que a transição forçada da camada limite pode gerar um aumento no arrasto e, consequentemente, no torque.

Condição	Torque (N.m)	Erro Relativo (%)
Sem <i>Tripping</i> Experimental	0.164	-
Sem <i>Tripping</i> Numérico	0.170	3.66
<i>Tripping</i> 75% Numérico	0.171	4.27
<i>Tripping</i> 50% Numérico	0.187	14.02
<i>Tripping</i> Automático Numérico	0.200	21.95
<i>Tripping</i> 25% Numérico	0.217	32.32

Tabela 3 – Comparação dos torques numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso Sem *Tripping* Experimental.

5 CONCLUSÕES

O presente trabalho investigou os efeitos aerodinâmicos e acústicos da instalação de zigue-zague *tripping* em uma hélice de baixo número de Reynolds, utilizando simulações numéricas VLES/LBM e ensaios experimentais em câmara semi-anecóica. Diferentes configurações de posicionamento do *tripping* foram analisadas, incluindo a ausência e o posicionamento automático, que em teoria prediz a posição de transição natural da camada limite. Diferentes ângulos de medição foram considerados na análise do ruído da hélice.

Os resultados numéricos mostraram que a presença do *tripping* aumenta o ruído da hélice, tanto em banda larga quanto tonal, sendo a configuração com o *tripping* posicionado a 25% da corda (mais próximo do bordo de ataque) a mais crítica, independentemente do ângulo de medição. O *tripping* automático causa um aumento considerável do ruído de banda larga no plano de giro da hélice. Adicionalmente, o *tripping* resultou em uma redução do empuxo e um aumento do torque, sendo o posicionamento a 25% da corda o mais crítico para ambos os casos. A maior resolução da turbulência nos casos com *tripping* pode ter levado a uma superestimação dos níveis de turbulência pelo modelo VLES/LBM, contribuindo para a redução do empuxo e o aumento do torque e ruído observados.

Os ensaios experimentais confirmaram a tendência de aumento do ruído com a presença do *tripping*, especialmente na configuração a 25% da corda, que se mostrou a mais ruidosa em todas as direções. No entanto, o *tripping* automático apresentou resultados de ruído, e carregamentos aerodinâmicos similares ao caso sem *tripping*, indicando que essa configuração pode ser eficaz em reproduzir efeitos de flutuação de pressão e que o modelo numérico pode realmente estar superestimando os níveis de turbulência nos casos de uso do *tripping*. Adicionalmente, o *tripping* resultou em uma redução do empuxo, corroborando os resultados numéricos.

A comparação numérico-experimental revelou uma boa concordância nos harmônicos mais baixos, que representam o ruído tonal, principalmente no caso sem *tripping*. No entanto, o modelo numérico superestimou o ruído de banda larga em altas frequências, especialmente para as configurações com *tripping*. Essa discrepância pode ser atribuída à dificuldade do modelo em representar a complexa interação da turbulência com o escoamento em torno da pá e à possível superestimação dos níveis de turbulência pelo modelo VLES/LBM.

Destaca-se que, embora os resultados numéricos tenham apresentado essa discrepância

em relação aos dados experimentais, ambos os resultados não corroboram com alguns estudos da literatura, que sugerem redução de arrasto e pouca variação ou até redução do ruído acústico em certas faixas de frequência. Essa divergência indica a necessidade de estudos mais aprofundados para compreender melhor a física do problema. É fundamental investigar o papel da turbulência em escalas menores, a influência de efeitos não lineares e a importância das interações fluido-estrutura. Além disso, a validação experimental dos modelos numéricos com dados mais detalhados é essencial para aumentar a confiança nos resultados numéricos.

Em suma, este trabalho demonstrou que a inclusão do *tripping* no modelo numérico não resultou em melhor correlação com os dados experimentais para a hélice analisada. Na verdade, a configuração sem *tripping* no modelo numérico foi a que mais se aproximou dos resultados experimentais, tanto em termos de ruído quanto de carregamentos aerodinâmicos. Essa observação sugere que, para o caso estudado, a metodologia numérica sem *tripping* pode ser mais adequada para prever o desempenho e o ruído da hélice em condições de baixo número de Reynolds. Adicionalmente, a presença do *tripping* no modelo numérico resultou em maior resolução da turbulência, indicando que o uso desta estrutura pode estar superestimando a turbulência gerada no escoamento.

Os resultados deste estudo fornecem informações significativas para o projeto de hélices de baixo número de Reynolds, destacando a importância de considerar os efeitos do *tripping* no desempenho aerodinâmico e acústico. Adicionalmente, o estudo aponta a necessidade de aprimorar os modelos numéricos para melhor representar a transição natural da camada limite e os mecanismos de geração de ruído em hélices.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Com base nos resultados obtidos e nas conclusões deste trabalho, algumas direções para pesquisas futuras são sugeridas:

- Investigar a influência de diferentes modelos de turbulência, como LES (*Large Eddy Simulation*) e DES (*Detached Eddy Simulation*), na previsão do desempenho aerodinâmico e acústico da hélice com e sem *tripping*, buscando aprimorar a acurácia das simulações numéricas;
- Realizar ensaios experimentais em túnel de vento para avaliar o efeito do *tripping*

em diferentes condições de operação da hélice, variando a velocidade de rotação e a razão de avanço, e comparar os resultados com as simulações numéricas;

- Analisar o efeito do *tripping* na esteira da hélice, investigando a formação e o desenvolvimento de vórtices, e sua relação com a geração de ruído, utilizando técnicas como *Particle Image Velocimetry* (PIV) e medições de pressão no escoamento;
- Estudar a influência de diferentes geometrias e configurações do *tripping*, como variações na altura, comprimento de onda e posicionamento ao longo da corda, no desempenho aerodinâmico e acústico da hélice, buscando otimizar o projeto do dispositivo;
- Avaliar o impacto do *tripping* na interação da hélice com outras partes da aeronave, como asas e fuselagem, em simulações numéricas e ensaios experimentais, para uma análise mais completa do desempenho e do ruído em condições de voo realistas.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *Airbus*. URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/urban-air-mobility/cityairbus-nextgen> (acesso em 15/04/2024).
- [2] A. B. Beck e E. F. Teodoro. *Ensaaios com Hélices em Câmara Semi-anecóica Grupo 2*. Programa AEROTRENDS. Relatório No. UFSC E4.1. Emitido por EMBRAER. Revisado por Lucas A. Bonomo, M.Eng., Julio A. Cordioli, Dr.Eng. Universidade Federal de Santa Catarina, 2024.
- [3] P. P. d. C. Brito. “Método Lattice-Boltzmann Aplicado a Aerodinâmica Externa”. Trabalho de Conclusão de Curso. Uberlândia, MG: Universidade Federal de Uberlândia, 2017.
- [4] T. F. Brooks, D. S. Pope e M. A. Marcolini. *Airfoil Self-Noise and Prediction*. NASA Reference Publication 1218. Washington, D.C.: NASA, 1989.
- [5] J. M. N. Búrigo. “Projeto de uma bancada para ensaios aeroacústicos de hélices instaladas”. Trabalho de Conclusão de Curso. Florianópolis, SC: Universidade Federal de Santa Catarina, 2023.
- [6] D. Casalino et al. “Definition of a benchmark for low Reynolds number propeller aeroacoustics”. Em: *Aerospace Science and Technology* 113 (2021), p. 106707.
- [7] T. A. d. Castelo Branco e Souza. “Avaliação de Técnicas de Aeroacústica Computacional: O Método de Ffowcs Williams e Hawkins para Superfícies Sólidas e Permeáveis”. Trabalho de Conclusão de Curso. Campinas: Universidade Estadual de Campinas, 2018.
- [8] Y. A. Çengel e J. M. Cimbala. *Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações*. 3ª. Nova Iorque: McGraw-Hill Education, 2018.
- [9] P. Chaitanya et al. “Investigation into the mechanisms of propeller-wing interaction noise”. Em: *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA*. 2022.
- [10] H. Chen, I. Goldhirsch e S. Orszag. “Discrete rotational symmetry, moment isotropy, and higher order lattice boltzmann models”. Em: *J. Sci. Comput.* 34.1 (2008), pp. 87–112.

- [11] H. Chen, R. Zhang e P. Gopalakrishnan. “Filtered lattice boltzmann collision formulation enforcing isotropy and galilean invariance”. Em: *Phys. Scr.* 95.3 (2020), p. 034003.
- [12] H. Chen et al. “Expanded analogy between boltzmann kinetic theory of fluid and turbulence”. Em: *J. Fluid Mech.* 519 (2004), pp. 301–314.
- [13] H. Chen et al. “Extended boltzmann kinetic equation for turbulent flows”. Em: *Science* 301.5633 (2003), pp. 633–636.
- [14] *Entrega por Drone: O Uso de Drones para Delivery*. URL: <https://www.ucondo.com.br/blog/entrega-por-drone-o-uso-de-drones-para-delivery> (acesso em 15/04/2024).
- [15] *Eve Air Mobility*. URL: <https://www.eveairmobility.com/> (acesso em 15/04/2024).
- [16] F. Farassat. *Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat*. NASA Technical Memorandum TM-2007-214853. Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2007.
- [17] N. Freidoonimehr, A. Jafari e M. Arjomandi. “Characteristics of turbulent boundary layers generated by different tripping devices”. Em: *International Journal of Heat and Fluid Flow* 105 (2024), p. 109244.
- [18] E. Grande et al. “Aeroacoustic investigation of a propeller operating at low-Reynolds number”. Em: *AIAA Journal* (2021).
- [19] International Civil Aviation Organization. *International Standards and Recommended Practices: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise*. 5th. This edition incorporates Amendments 1-9. International Civil Aviation Organization, jul. de 2008.
- [20] D. W. Kurtz e J. E. Marte. “A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans”. Em: (jan. de 1970).
- [21] H. B. E. Kurz e M. J. Kloker. “Mechanisms of flow tripping by discrete roughness elements in a swept-wing boundary layer”. Em: *Journal of Fluid Mechanics* 796 (2016), pp. 158–194.
- [22] M. G. Lattari, V. H. P. Rosa e C. J. Deschamps. “Numerical Analysis of Aerodynamics and Acoustics of a Variable Pitch Propeller”. Em: *AIAA Journal* (2023).

- [23] A. Leslie, K. C. Wong e D. Auld. “Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller”. Em: *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2008.
- [24] C. A. Lyon, M. S. Selig e A. P. Broeren. “Boundary layer trips on airfoils at low Reynolds numbers”. Em: *AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th*. Reno, NV, jan. de 1997.
- [25] B. Magliozzi, D. B. Hanson e R. K. Amiet. “Propeller and Propfan Noise”. Em: *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice Volume 1: Noise Sources*. National Aeronautics e Space Administration, 1991. Cap. 1.
- [26] M. H. Martinelli Martins. “Aplicação da teoria de superfície helicoidal na predição de ruído de pequenas hélices”. Dissertação. Universidade Federal de Santa Catarina, 2022.
- [27] C. A. Martins. *Introdução a Hélices. Descrição de Hélices, Movimento da Hélice, Tipos de Hélices - Parte 1*. 2018. URL: <https://slideplayer.com.br/slide/11998572/> (acesso em 10/05/2024).
- [28] F. B. Metzger. *An Assessment of Propeller Aircraft Noise Reduction Technology*. Rel. técn. Ago. de 1995, pp. 1–28.
- [29] N. Morse e K. Mahesh. “Tripping effects on model-scale studies of flow over the DARPA SUBOFF”. Em: *J. Fluid Mech.* 975 (2023).
- [30] C. Nardari e R. Ihi. “Numerical and Experimental Investigation of Wingtip-Mounted Propellers”. Em: *56th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics*. Toulouse, France, 2022.
- [31] ONU Brasil. *Sobre o nosso trabalho para alcançar os Objetivos de Desenvolvimento Sustentável no Brasil*. 2024. URL: <https://brasil.un.org/> (acesso em 20/04/2024).
- [32] K. Perth. *How to design the blade twist angle in propeller design?* Accessed: 2024-05-10. 2024. URL: <https://aviation.stackexchange.com/questions/43498/how-to-design-the-blade-twist-angle-in-propeller-design>.
- [33] J. H. Preston. “The minimum Reynolds number for a turbulent boundary layer and the selection of a transition device”. Em: *J. Fluid Mech.* 3.4 (1958), pp. 373–384.
- [34] D. Ren e L. M. Leslie. “Climate Warming and Effects on Aviation”. Em: *Environmental Impact of Aviation and Sustainable Solutions*. 2020.

- [35] J. Rohacs e D. Rohacs. “Conceptual design method adapted to electric/hybrid aircraft developments”. Em: *International Journal of Sustainable Aviation* 5.3 (2019), p. 175.
- [36] G. Romani et al. “Performance and noise prediction of low-Reynolds number propellers using the Lattice-Boltzmann method”. Em: *Aerospace Science and Technology* 107086 (2021).
- [37] A. Rona e H. Soueid. “Boundary Layer Trips for Low Reynolds Number Wind Tunnel Tests”. Em: *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2010.
- [38] M. Scholz, T. P. Chong e E. Smith. “The Effect of Tripping Height and Spanwise Homogeneity on the Flow and Noise Characteristics of a NACA-0012 Aerofoil”. Em: (2022).
- [39] X. Shan, X. Yuan e H. Chen. “Kinetic theory representation of hydrodynamics: a way beyond the Navier-Stokes equation”. Em: *J. Fluid Mech.* 550 (2006), p. 413.
- [40] D. S. Souza. “Simulação numérica de ruído de eslate em configurações práticas usando um código comercial”. Dissertação de Mestrado. São Carlos: Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2012.
- [41] B. K. Sreejith e A. Sathyabhama. “Numerical study on effect of boundary layer trips on aerodynamic performance of E216 airfoil”. Em: *Engineering Science and Technology, an International Journal* 21.1 (2018), pp. 77–88.
- [42] D. Systèmes. *Computational Fluid Dynamics Simulation*. URL: <https://www.3ds.com/products/simulia/computational-fluid-dynamics-simulation> (acesso em 18/04/2024).
- [43] D. Systèmes. *PowerVIZ - Result Visualization*. URL: <https://www.3ds.com/products/simulia/powerflow/powerflow-visualization/> (acesso em 23/04/2024).
- [44] N. Tabatabaei et al. “Techniques for Turbulence Tripping of Boundary Layers in RANS Simulations”. Em: *Flow, Turbulence and Combustion* 108.3 (2022), pp. 661–682.
- [45] União Europeia. *Ambiente*. 2024. URL: <https://europa.eu/environment> (acesso em 20/04/2024).

- [46] United States. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. “Noise Certification Standards: Mattnet Model M2 Aircraft”. Em: *Federal Register* 87.175 (set. de 2022), p. 55878.
- [47] J. Weber et al. “Effect of Boundary Layer Tripping on the Aeroacoustics of Small Vertical Axis Wind Turbines”. Em: *Advanced Engineering Forum* 19 (2016), pp. 3–9.
- [48] F. M. White. *Viscous Fluid Flow*. 3rd. McGraw-Hill, 2006.
- [49] J. E. F. Williams e D. L. Hawkings. “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion”. Em: *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences* 264.1151 (1969), pp. 321–342.
- [50] *Wisk Aero*. URL: <https://wisk.aero/aircraft/> (acesso em 15/04/2024).
- [51] V. Yakhot e S. Orszag. “Renormalization group analysis of turbulence. i. basic theory”. Em: *J. Sci. Comput.* 1.1 (1986), pp. 3–51.
- [52] V. Yakhot et al. “Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique”. Em: *Phys. Fluids A* 4.7 (1992), pp. 1510–1520.
- [53] R. Zhang, X. Shan e H. Chen. “Efficient kinetic method for fluid simulation beyond the Navier-Stokes equation”. Em: *Phys. Rev. E* 74.4 (2006), p. 046703.
- [54] T. Zhao et al. “Noise reduction on a low Reynolds number propeller”. Em: *Journal of Physics: Conference Series* 2569.1 (2023), p. 012050.

APÊNDICE A – ESPECTROS NUMÉRICOS E EXPERIMENTAIS DE CADA CASO ANALISADO

As comparações entre os espectros numéricos e experimentais para as diferentes configurações de *tripping* utilizadas são apresentadas na Figura 39.

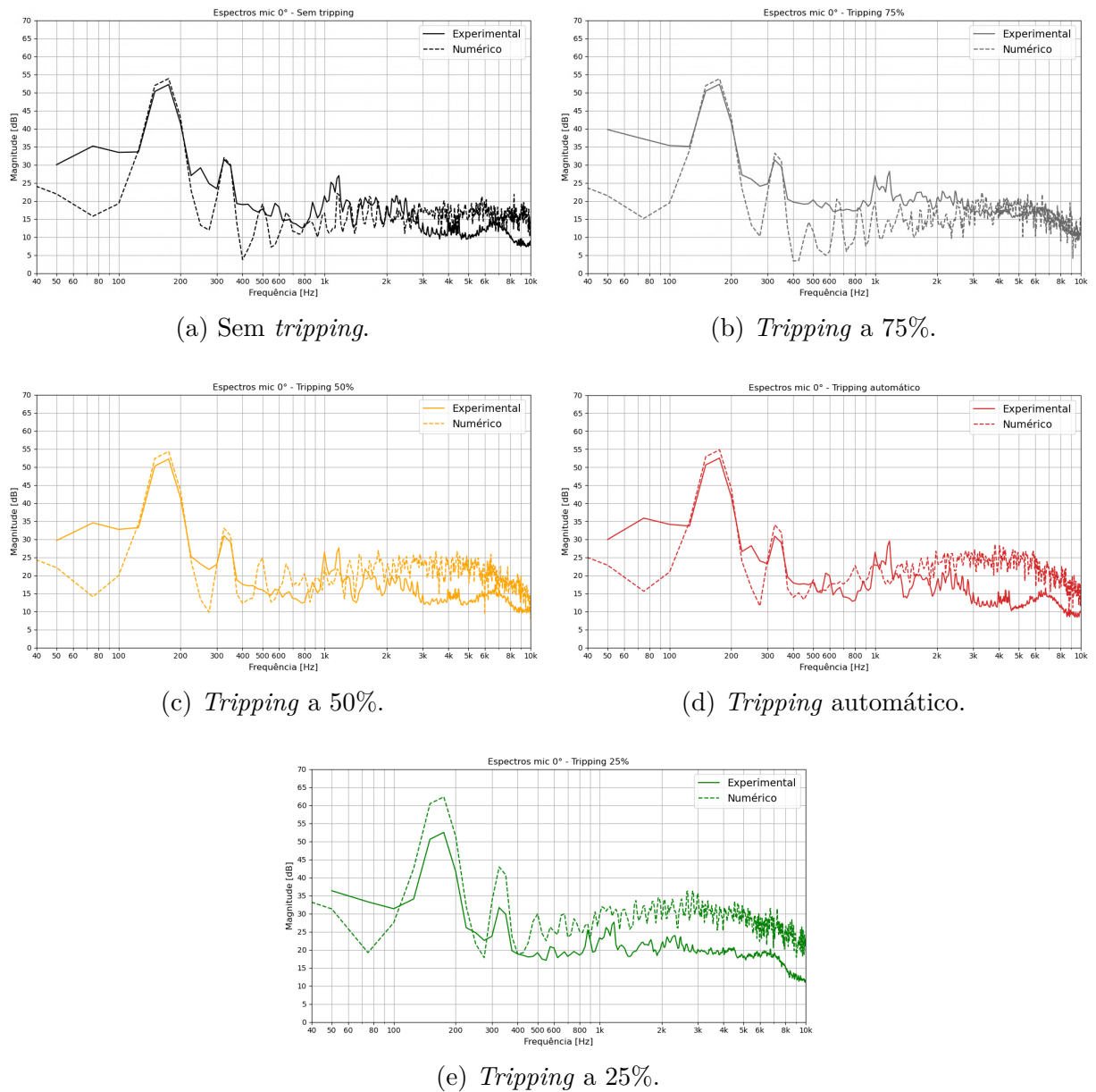


Figura 39 – Comparação entre os espectros numéricos e experimentais para diferentes configurações de *tripping*: (a) sem *tripping*, (b) *tripping* a 75%, (c) *tripping* a 50%, (d) *tripping* automático, e (e) *tripping* a 25%.

APÊNDICE B – APRESENTAÇÃO DA DEFESA - 11/07/2024

A apresentação em *slides* utilizada no dia da defesa do Trabalho de Conclusão de Curso para a banca examinadora é apresentada abaixo.

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Gabriel Caldeira Vicente (19203135)

Orientador: Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr. Eng

Co-orientador: Mateus Grassano Lattari, Msc. Eng.

Universidade Federal de Santa Catarina

Laboratório de Vibrações e Acústica

11 de julho de 2024



Motivação

Motivação



Transportes aéreos



Eficiência energética



Emissão de ruído



Otimização de projetos



Metas ambientais
Normas de aeronavegabilidade

Motivação



Drone de entregas divulgado pela Ucondo.
Fonte: Adaptado de Ucondo [14]



Projeto proposto pela EVE Air
Mobility, subsidiária da EmbraerX.
Fonte: Eve Air Mobility [15]



Projeto proposto pela Wisk Aero,
subsidiária da Boeing.
Fonte: Adaptado de Wisk Aero [50]



CityAirbus NextGen, projeto
proposto pela Airbus.
Fonte: Adaptado de Airbus [1]

Motivação



Transportes aéreos



Eficiência energética



Emissão de ruído



Otimização de projetos

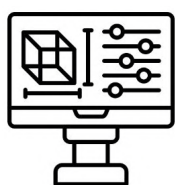


Metas ambientais
Normas de aeronavegabilidade

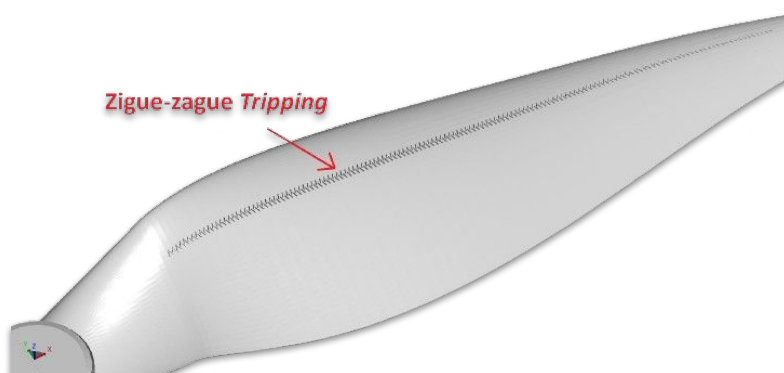
5

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Motivação



Simulação numérica



Estrutura protuberante em zigue-zague inserida na superfície de uma pá de uma hélice (zigue-zague tripping).



Validação experimental

6

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Objetivos

Objetivo geral

- Analisar efeitos aerodinâmicos e acústicos da instalação do zigue-zague *tripping* em uma hélice, em diferentes posições ao longo da corda da pá.

Objetivos específicos

- Realizar **simulações numéricas VLES/LBM** no software **PowerFLOW**;
- Analisar a influência do *tripping* na **emissão de ruído** da hélice (tonal e banda larga);
- Quantificar o impacto do *tripping* no **desempenho aerodinâmico** da hélice (empuxo e torque);
- **Validar os resultados numéricos com dados experimentais** adquiridos em câmara semi-anecóica.



EMBRAER

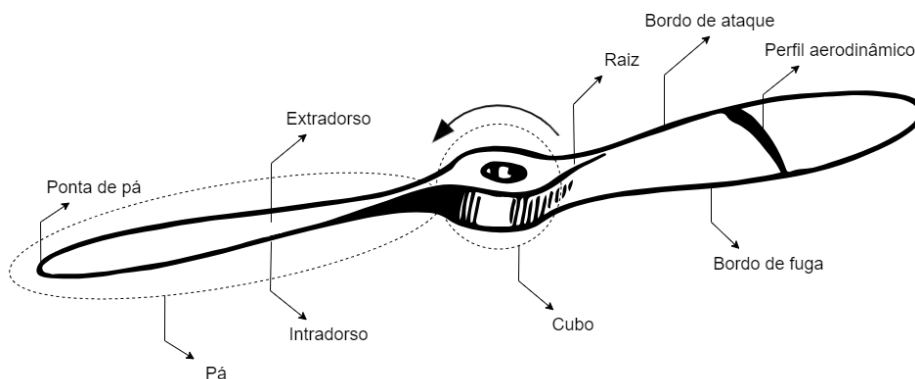
LVA



Fundamentação Teórica

Elementos de Hélices: Características Gerais

- Hélices são **superfícies rotativas compostas de lâminas**;
- Geram **força de propulsão e/ou sustentação** quando em movimento num fluido, como o ar ou a água.



Principais estruturas e regiões de uma hélice.

Fonte: Adaptado de C. A. Martins [27]

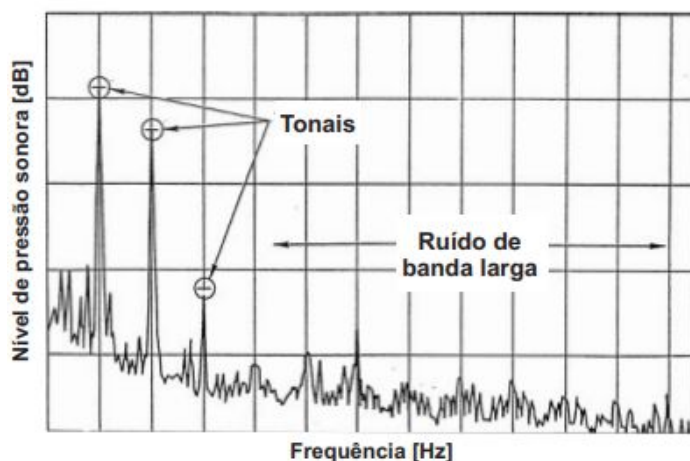
- Diferença de pressão entre **extradorso (baixa pressão)** e **intradorso (alta pressão)** impulsiona a hélice.

9

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Caracterização do Ruído de Hélice

- **Assinatura acústica** de hélices representada por 2 componentes: **tonais e de banda larga**;
- **Ruído tonal**:
 - Frequências harmônicas da BPF;
 - Deslocamento periódico do ar;
 - Flutuação da pressão em torno das pás.
- **Ruído de banda larga**:
 - Características aleatórias;
 - Interações com a turbulência.



Espectro característico do ruído de hélice.

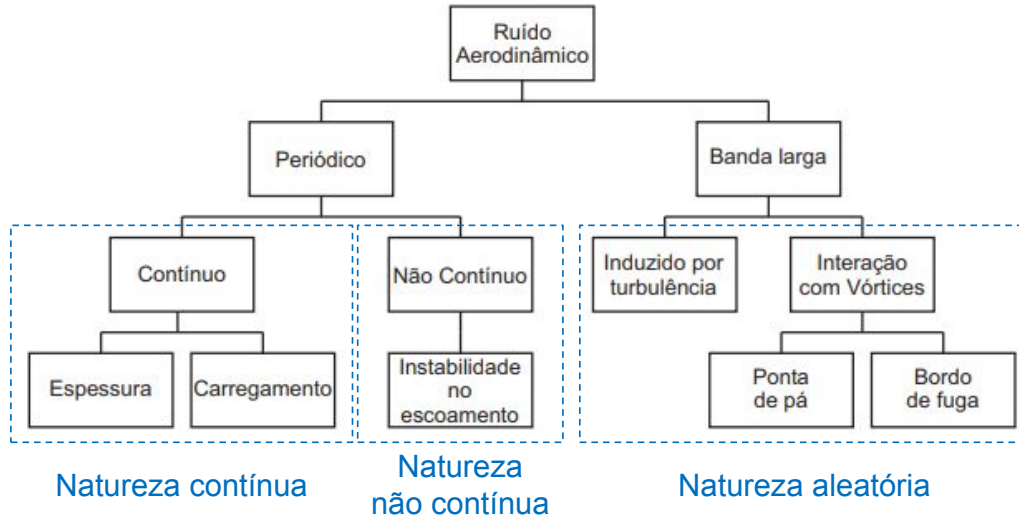
Fonte: Martinelli Martins [26]

10

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Caracterização do Ruído de Hélice

- Características espectrais são resultado de **diversas interações entre o escoamento e a hélice**.
- Interações de natureza **contínua, não contínua e aleatória**.



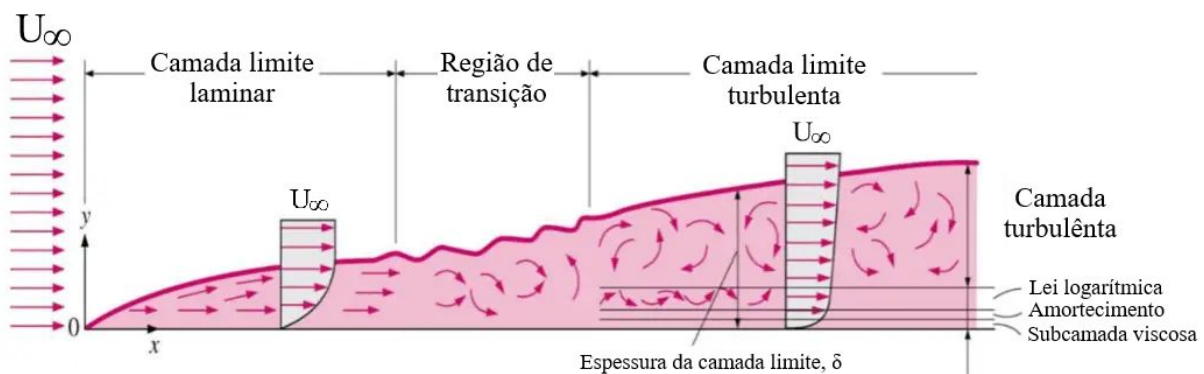
Fontes de ruído aerodinâmico.
Fonte: Martinelli Martins [26]

11

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Camada Limite

- Formada pela interação entre um corpo sólido e um fluido com movimento relativo entre si.
- Efeitos viscosos do fluido.
- Papel importante na determinação do comportamento do escoamento e suas consequências, como o arrasto aerodinâmico e a geração de ruído.

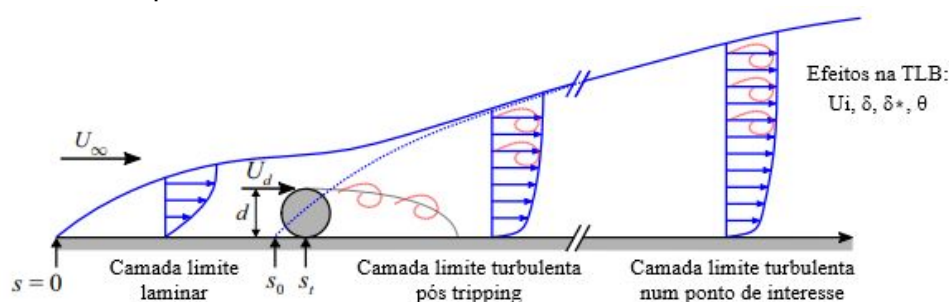


12

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Tripping

- **Controlar a transição** em experimentos e simulações.
- Mecanismo para introduzir um **disparo** (do inglês: *tripping*) do regime turbulento do escoamento.
- Morse e Mahesh descrevem a função do *tripping* como:
 - **Aumentar artificialmente a espessura da camada limite** para o valor mínimo necessário para o desenvolvimento de uma camada limite turbulenta (TBL, do inglês: *Turbulent Boundary Layer*);
 - **Fornecer uma perturbação que promova a transição imediata do escoamento** de um estado laminar para um estado turbulento.



Desenvolvimento de uma camada limite laminar ao encontrar um trip no formato de fio e sua evolução para TBL.
Fonte: Adaptado de Morse e Mahesh [29]

13

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Resumo da Revisão

- Estrutura de hélices:
 - Impacto no ruído e em forças aerodinâmicas.
- Ruído de hélice, suas componentes: tonal e de banda larga:
 - Mecanismos de ruído e influências no carregamento também;
- Papel da camada limite na geração de ruído e no desempenho aerodinâmico da hélice:
 - Dispositivos de tripping são frequentemente utilizados para controlar essa transição, tanto em experimentos quanto em simulações numéricas;
- Na literatura ainda apresenta **lacunas no entendimento dos efeitos do tripping em hélices**, especialmente em relação à sua **influência no ruído e no desempenho aerodinâmico** em diferentes configurações e condições de operação.
 - Estudos anteriores demonstraram que a **posição do tripping**, as **características geométricas da hélice** e o **número de Reynolds** de operação podem influenciar significativamente os resultados.

14

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional

- Detalhamento dos métodos numéricos e experimentais para simular o escoamento em torno da hélice, calcular a propagação do ruído gerado e validar os resultados por meio de ensaios em câmara semi-anecóica.

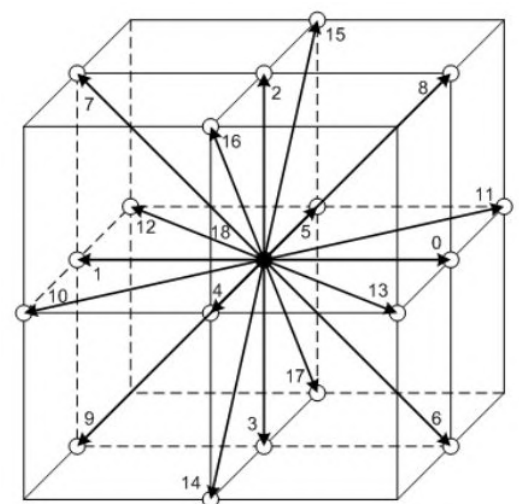


Metodologia Computacional: Método de Lattice Boltzmann (LBM)

- Equação de Boltzmann com a aproximação BGK, sem forças externas e discretizada para direções específicas:

$$\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{v}_i \cdot \nabla f_i = \frac{1}{\tau} (f_i^{eq} - f_i)$$

- Discretização do domínio computacional pelo LBM.
- Malha cartesiana não estruturada
 - Elementos cúbicos 3D -> Voxels (fluido)
 - Elementos planos 2D -> Surfels (superfície sólidas)
- Discretização do PowerFLOW: D3Q19
 - Tridimensional
 - 19 vetores de discretização



Configuração de Voxel usada pelo PowerFLOW. Cada número inteiro corresponde a uma velocidade v_i .
Fonte: D. S. Souza. [40].

Metodologia Computacional: Método de Lattice Boltzmann (LBM)

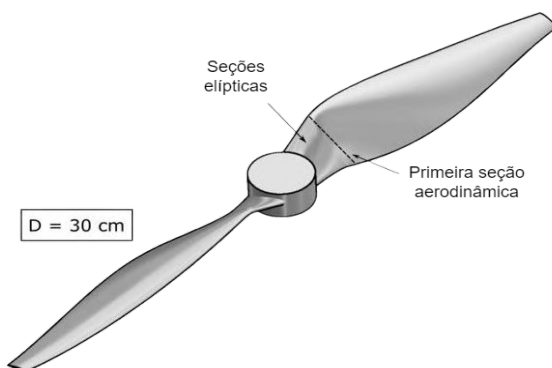
- Combinado ao LBM, o PowerFLOW adota uma abordagem de modelagem de turbulência conhecida como **VLES** (do inglês: *Very Large Eddy Scale*).
 - **Resolução das maiores estruturas turbulentas.**
 - Modelagem aplicada às menores estruturas.
- Filtros das escalas turbulentas - refinamento da malha gerada para a resolução do escoamento.
- Modelo de turbulência: **modelo de renormalização (RNG) k - ε**:
 - Baseado no conceito de viscosidade turbulenta e nas equações médias de Reynolds.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon$$

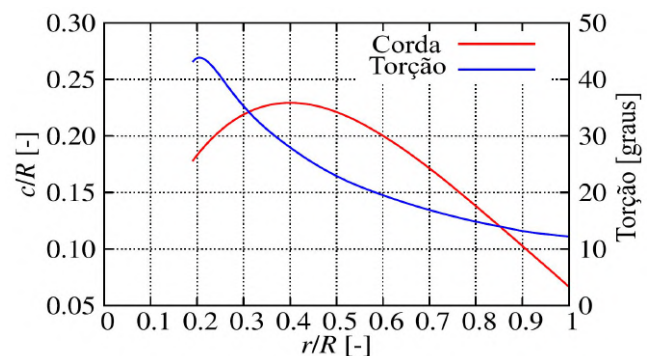
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{2\epsilon}^* \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

Metodologia Computacional: Geometria

- Modelo de hélice: **Hélice de Delft**; estudada por Romani et al. [36].
- Derivada do modelo de hélice APC 9x6;
 - Modelo de **baixos números de Reynolds**;
- Perfis remodelados com um aerofólio NACA 4412;
- Seções elípticas se mesclam com a seção aerodinâmica na região da raiz.



Geometria da hélice.
Fonte: Adaptado de Grande et al. [18]



Distribuição de corda e torção da hélice.
Fonte: Adaptado de G. Romani et al. [36]

Metodologia Computacional: Geometria

- Modelo 3D **usinado**;
 - Uso no projeto em parceria com a Embraer;
 - **Validação experimental** dos resultados numéricos obtidos neste estudo.



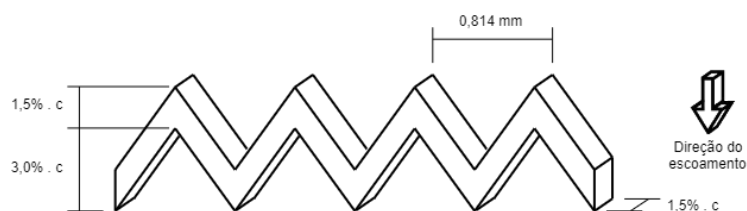
Hélice de Delft usinada.

19

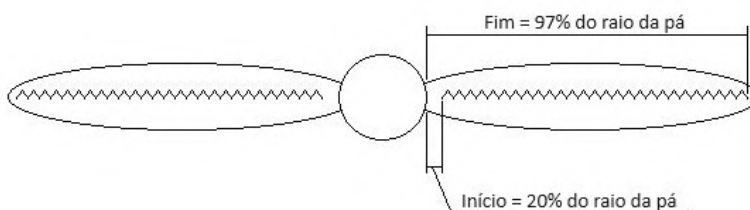
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: *Tripping*

- Geometria do *tripping* **gerada automaticamente** pelo *software* de simulação fluidodinâmica.
- **Parâmetros** que definem o padrão em zigue-zague e as dimensões que variam conforme a **corda do aerofólio** na posição radial da pá da hélice.



Parâmetros do *tripping*.



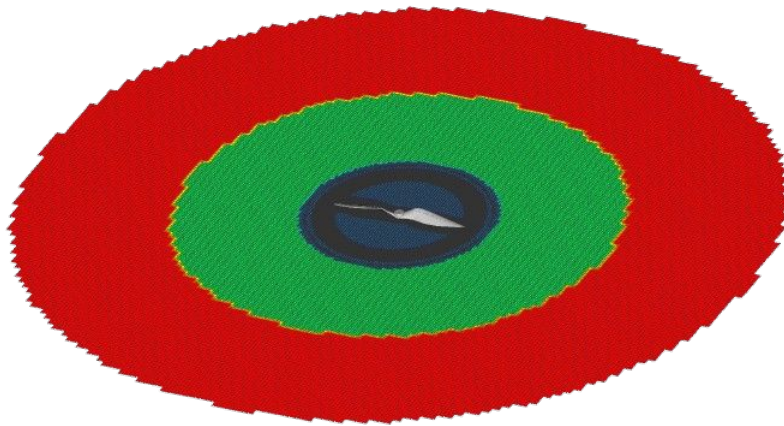
Posições de início e fim do *tripping*.

20

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Malha

- Segue o modelo do LBM;
- Domínio esférico, estruturado em 10 níveis de refinamento progressivos;
- Esferas circunscritas; morfologia que se adensa em direção ao centro;
- Cada região esférica apresenta uma resolução duas vezes superior à região externa adjacente;
- O menor voxel nas simulações possui dimensões da ordem de 10^{-4} m.

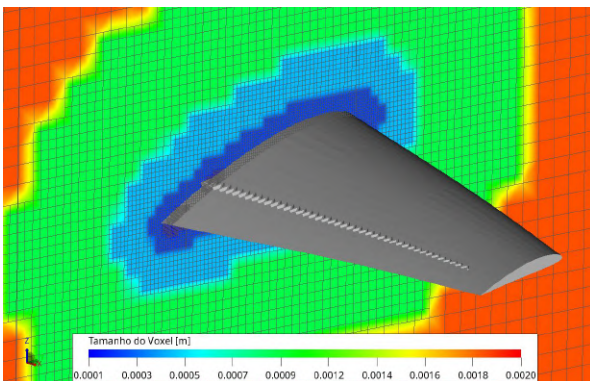


Refinamento Circunscrito

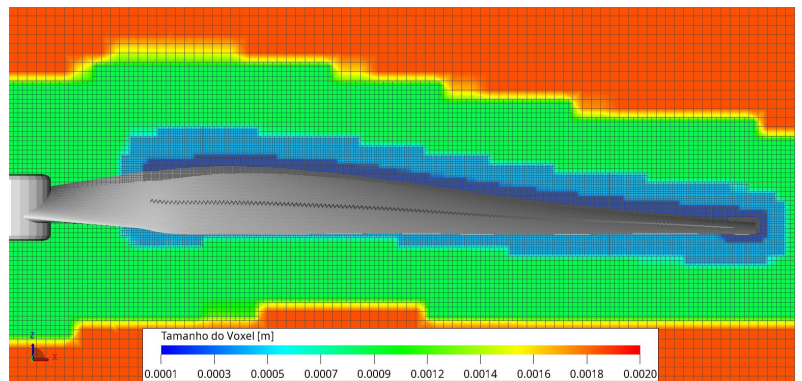
21
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Malha

- Pontas da hélice e os bordos de ataque e de fuga, recebem um refino mais fino
 - Principais fontes de ruído, conforme Brooks et al. [4].
- O refinamento próximo à superfície da hélice também visa capturar os efeitos viscosos e a camada limite de forma precisa.



Refinamento para uma seção representativa à 75% do raio da pá.



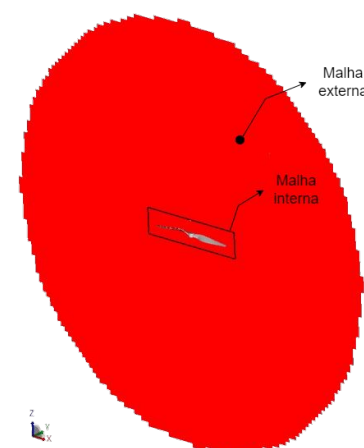
Refinamento nas bordas da hélice.

22
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Malha

- Modelagem dos **efeitos físicos de rotação da hélice**:
 - Malha em movimento é utilizada;
 - Dividida em um domínio externo, fixo, e um **domínio interno, que rotaciona em sincronia com o corpo da hélice**.
- Número de elementos para cada caso proposto:

Caso	Nº de <i>Surfels</i>	Nº de <i>Voxels</i>
Sem <i>tripping</i>	605 872	2 970 336
<i>Tripping</i> em 0,25%	789 988	3 283 380
<i>Tripping</i> em 0,50%	777 041	3 232 708
<i>Tripping</i> em 0,75%	770 475	3 180 250
<i>Tripping</i> automático	786 823	3 135 648



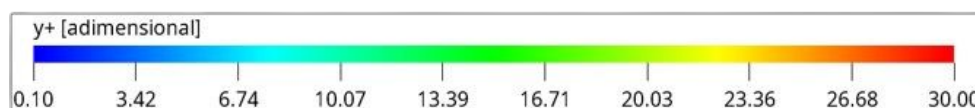
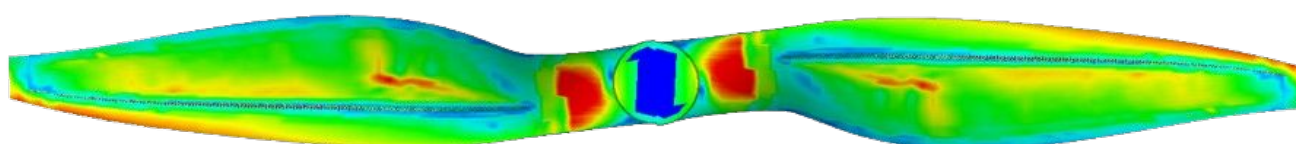
- A construção e o refinamento da malha foram realizados seguindo a metodologia proposta por Lattari et al. [22]. A configuração atual da malha reflete as conclusões desse estudo.

23

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Malha

- Refinamento da malha: valor de y^+ :
 - Idealmente menor que 5 (capturando efeitos da subcamada viscosa).
- Menores valores de y^+ : bordo de fuga, tripping e próximo às pontas de pá;
- Valores de y^+ até 30 são adequados para capturar efeitos da camada interna da camada limite.
- Regiões, como o bordo de ataque e a ponta da pá, poderiam se beneficiar de maior refinamento para alcançar valores de y^+ mais baixos.

Valores de y^+ na superfície da hélice.

24

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Descrição das Simulações

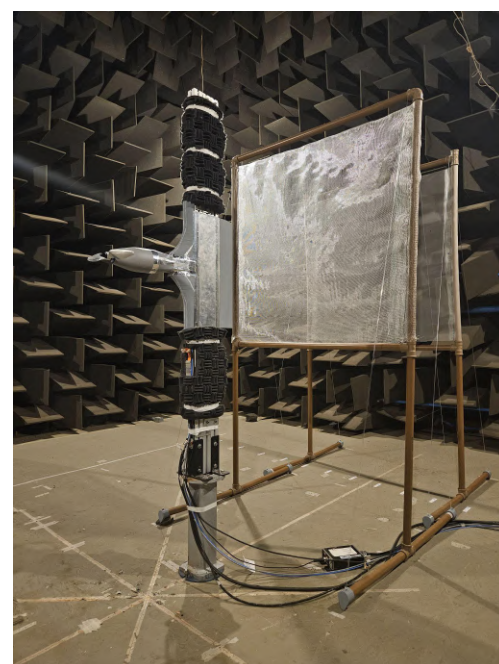
- 5 casos distintos de posicionamento do *tripping*:
 - *Tripping* à 25% da corda;
 - *Tripping* à 50% da corda;
 - *Tripping* à 75% da corda;
 - Ausência de *tripping*;
 - *Tripping* na posição automática.
- Domínio da simulação:
 - Esfera de raio 325D;
 - Rotor localizado no centro;
 - Esponjas acústicas foram aplicadas a partir de uma distância de 15D do rotor.
- 10 rotações para a inicialização do domínio, seguidas de 4 rotações para a coleta de dados
 - 600.000 passos de tempo, totalizando 0,720 segundo de tempo físico;
- *Tripping* aplicado somente no lado de sucção, seguindo Grande [18];
- As simulações foram rodadas no cluster de computadores da UFSC.

25

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Validação

- Testes experimentais realizados no Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da UFSC.
 - Uso de câmara semi-anecóica.
- Estrutura com perfis de alumínio rigidamente fixada ao chão.
- Monitoramento e controle do ensaio realizado com um sistema de controle e aquisição de dados.
- Sensores:
 - *Shaft encoder*: registro da velocidade de rotação;
 - Célula de carga (6 eixos): medição de força e torque.
- Métodos de mitigação de efeitos acústicos e vibratórios:
 - Espumas de material acústico;
 - Placas de material viscoelástico;
 - Carenagem aerodinâmica;
 - Telas.



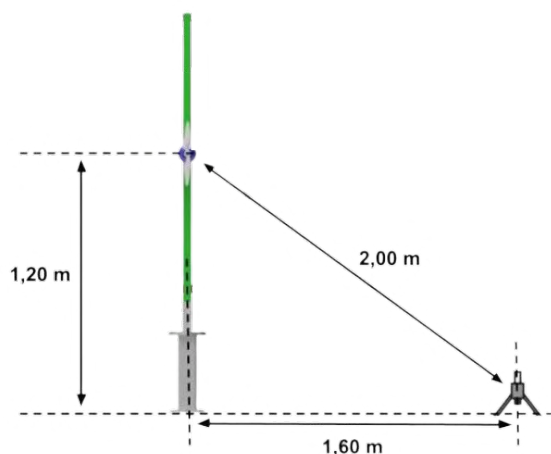
Bancada de testes.

26

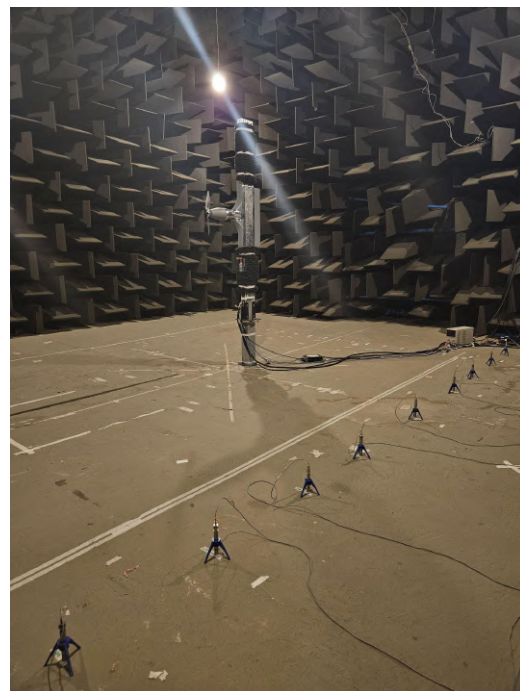
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Metodologia Computacional: Validação

- Medição do ruído: microfones de ½ polegada.
 - posicionados em linha reta a uma distância de 2 metros da fonte de ruído.



Vista frontal - distâncias.
Fonte: Adaptado de Búrgio [5]



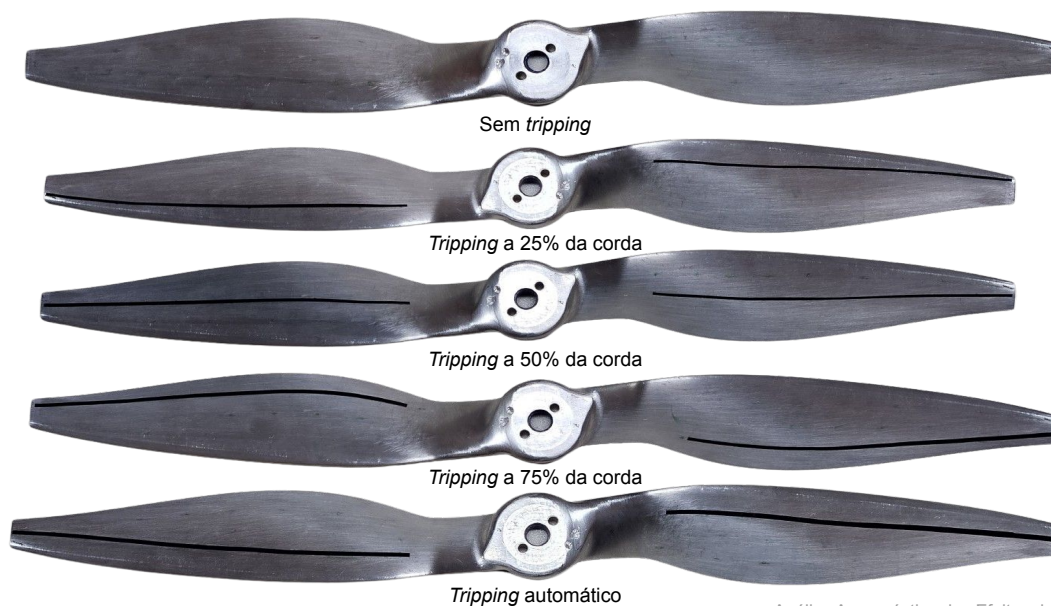
Arranjo em relação à bancada.

Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

27

Metodologia Computacional: Validação

- Geometria do *tripping* simplificada.
 - Faixa de PVC reta, mantendo os parâmetros de espessura, altura e posicionamento ao longo da corda.



Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

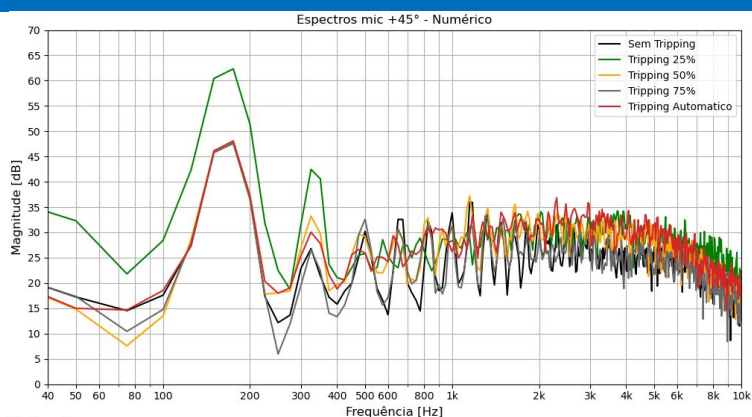
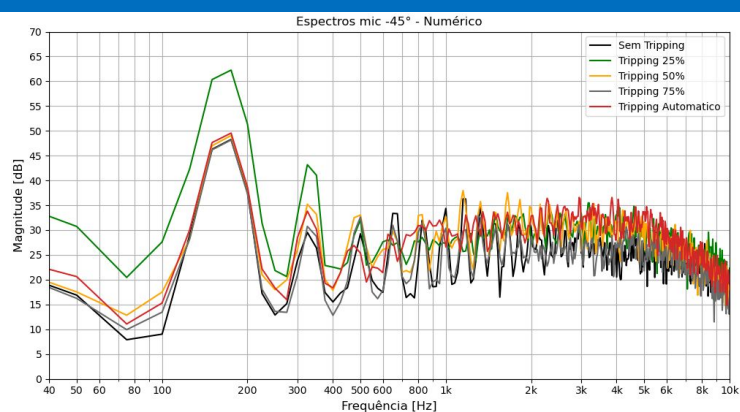
28

Metodologia Computacional: Validação

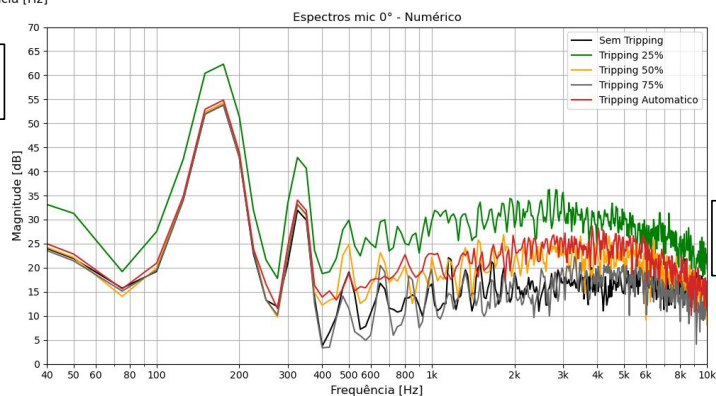
- Os dados processados com códigos em Python;
- Uso da transformada de Fourier nos dados de pressão medidos pelos microfones;
- Largura de banda dos espectros de 25 Hz;
 - Essa escolha foi motivada pela limitação do tempo de simulação;
 - Mesma largura de banda utilizada nos casos numéricos para possibilitar uma comparação direta.
- Dados de torque e empuxo apresentaram ruído considerável, sendo necessário aplicar um filtro passa-baixa para suavizar o sinal e facilitar a análise.
- Testes experimentais foram conduzidos com a colaboração do Engenheiro Mecânico Augusto Barth Beck, mestrando do LVA, que está envolvido no desenvolvimento contínuo do projeto da bancada de testes de hélices, bem como no desenvolvimento dos ensaios necessários para o projeto.

Resultados

Resultados Numéricos



AUMENTO DA MAGNITUDE DO RUÍDO
INDEPENDENTE DO ÂNGULO DE MEDIÇÃO



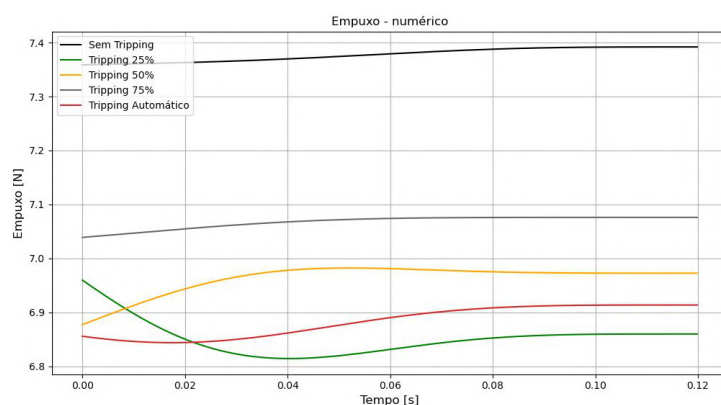
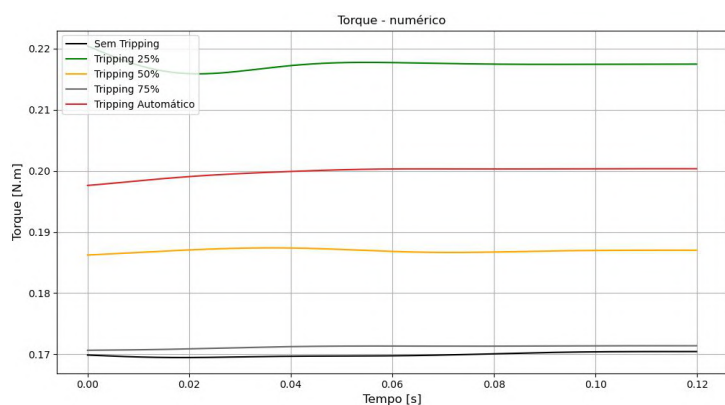
MAIOR AUMENTO DO RUÍDO: TRIPPING EM 25%
MENOR AUMENTO DO RUÍDO: TRIPPING EM 75%

31

Resultados Numéricos

REDUÇÃO DO VALOR MÉDIO DO EMPUXO

TRIPPING PRÓXIMO MAIS PRÓXIMO AO BORDO DE
FUGA SOFRE O MENOR IMPACTO NEGATIVO



AUMENTO DO TORQUE MÉDIO

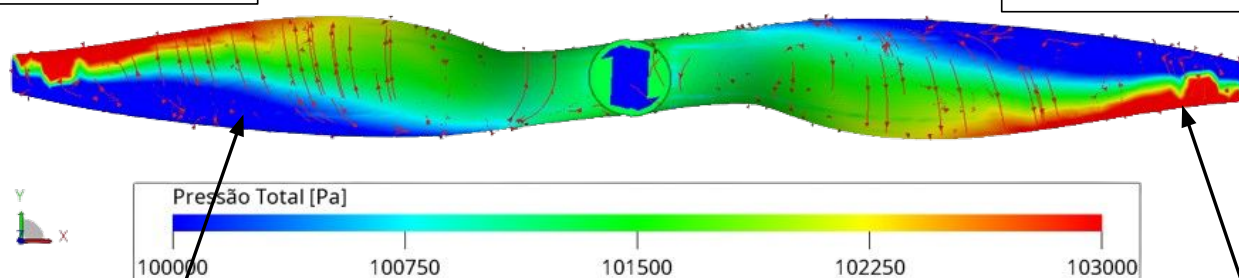
MAIOR O TORQUE NECESSÁRIO PARA MANTER A ROTAÇÃO

32

Resultados Numéricos

LINHAS DE CORRENTE ALTERADAS
TRANSIÇÃO DO ESCOAMENTO

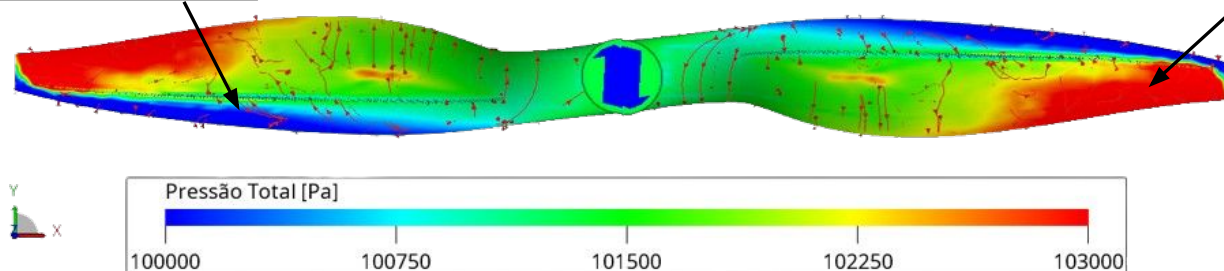
REDUÇÃO DA DIFERENÇA DE PRESSÃO
FORÇA DE IMPULSÃO (EMPUXO)



Pressão total na ausência de tripping.

REDUÇÃO DA REGIÃO DE BAIXA PRESSÃO
NO EXTRADORSO

AUMENTO DE REGIÕES DE ALTA PRESSÃO
AUMENTO DE CARGAS NA PÁ



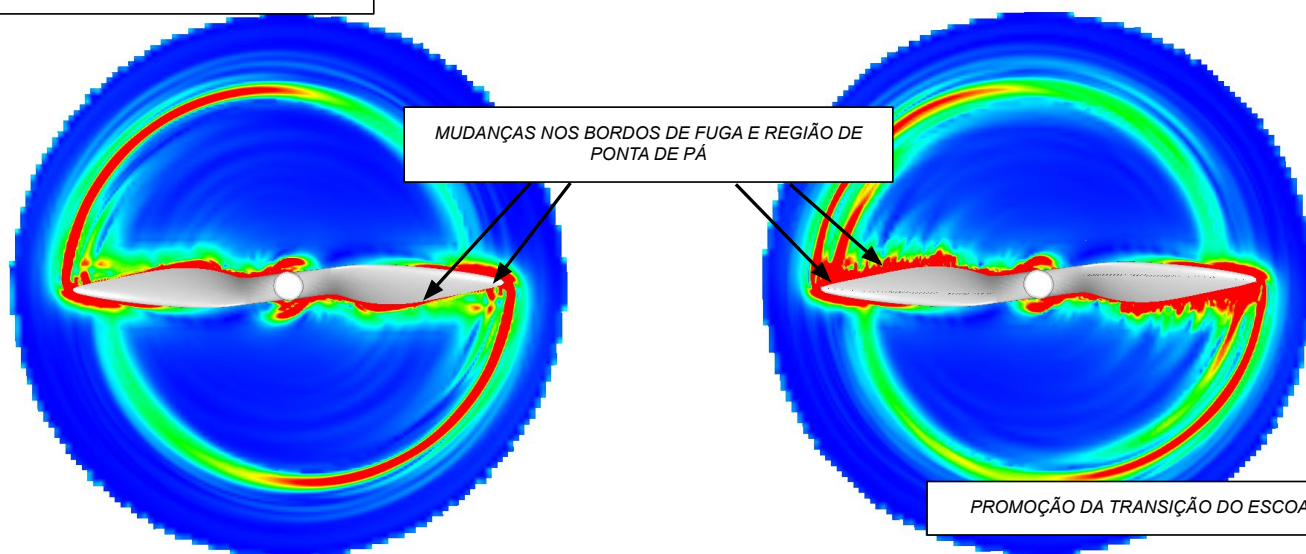
Pressão total para tripping a 25%.

33
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do Tripping em Hélices

Resultados Numéricos

AUMENTO DA VORTICIDADE DO ESCOAMENTO

MUDANÇAS NOS BORDOS DE FUGA E REGIÃO DE
PONTA DE PÁ



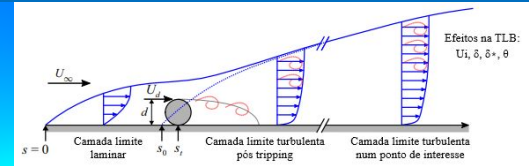
Magnitude da vorticidade na ausência de tripping.

Magnitude da vorticidade para tripping a 25%.

34
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do Tripping em Hélices

Resultados Numéricos

AUMENTO DO PERFIL DE VELOCIDADE DO ESCOAMENTO
SUGERINDO A TRANSIÇÃO PARA A TURBULÊNCIA



Magnitude da Velocidade [m/s]

0.00 6.67 13.33 20.00 26.67 33.33 40.00 46.67 53.33 60.00

Magnitude da Velocidade [m/s]

0.00 6.67 13.33 20.00 26.67 33.33 40.00 46.67 53.33 60.00

AUMENTO DO VOLUME DE FLUIDO DESLOCADO
AUMENTO DO ARRASTO

Magnitude da Velocidade [m/s]

0.00 6.67 13.33 20.00 26.67 33.33 40.00 46.67 53.33 60.00

Magnitude da Velocidade [m/s]

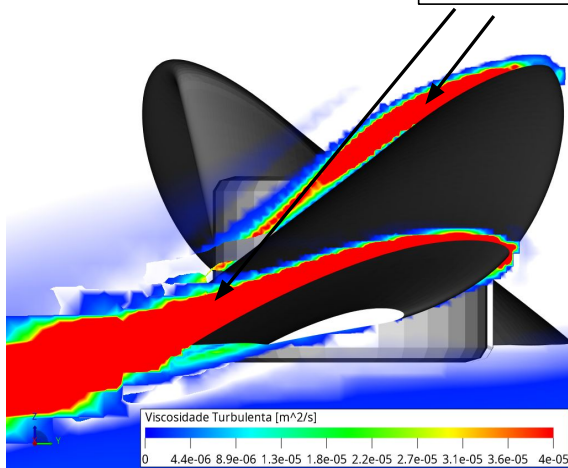
0.00 6.67 13.33 20.00 26.67 33.33 40.00 46.67 53.33 60.00

35

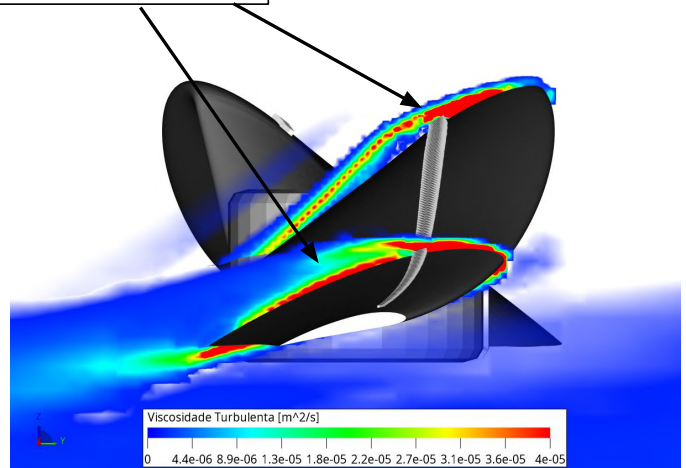
Resultados Numéricos:

MODELO NUMÉRICO RESOLVE A SIMULAÇÃO COM UM
AUMENTO DA VISCOSIDADE TURBULENTE MODELADA

MAIOR VISCOSIDADE TURBULENTE SEM O TRIPPING



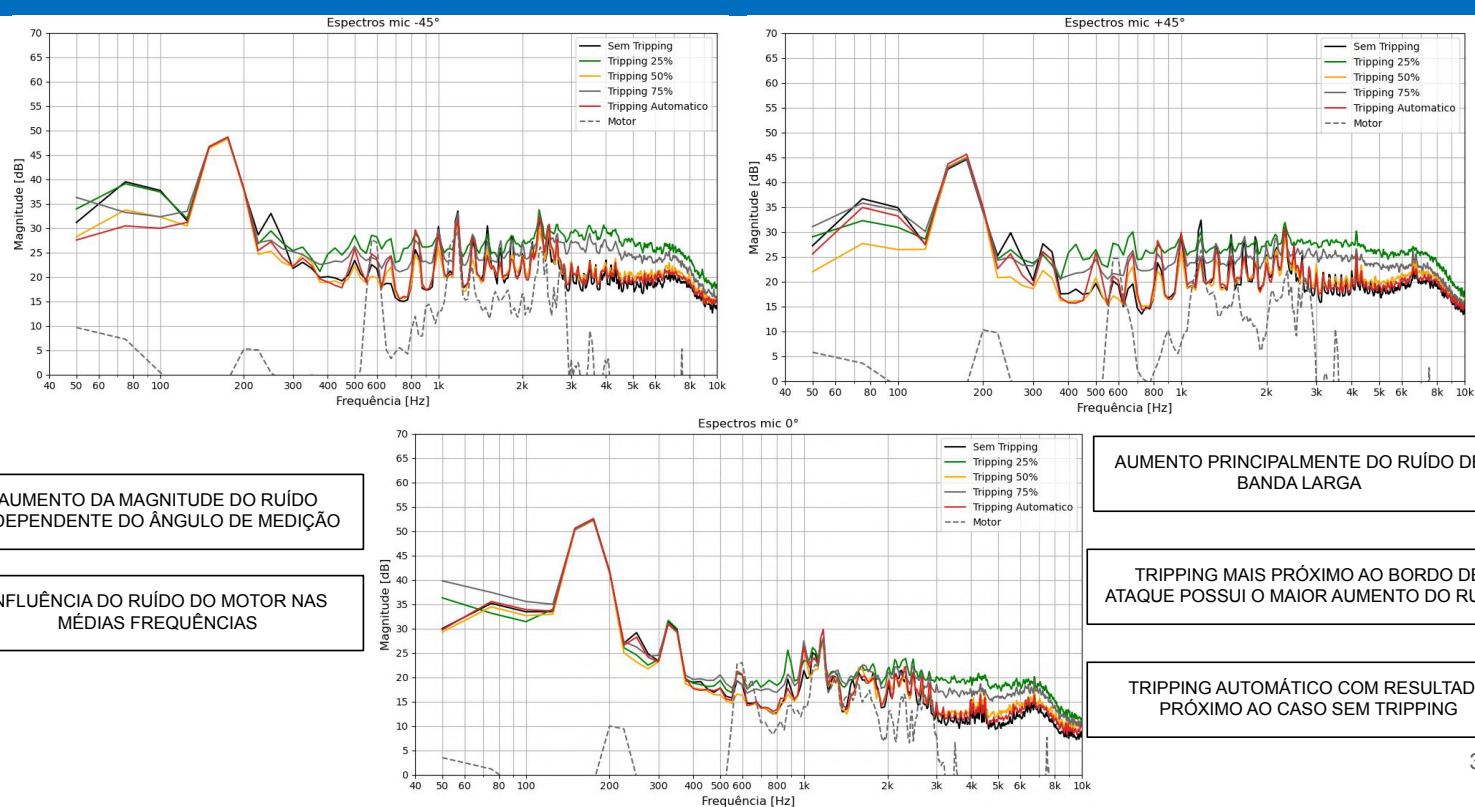
Viscosidade turbulenta sem *tripping*



Viscosidade turbulenta com *tripping* a 25% da corda

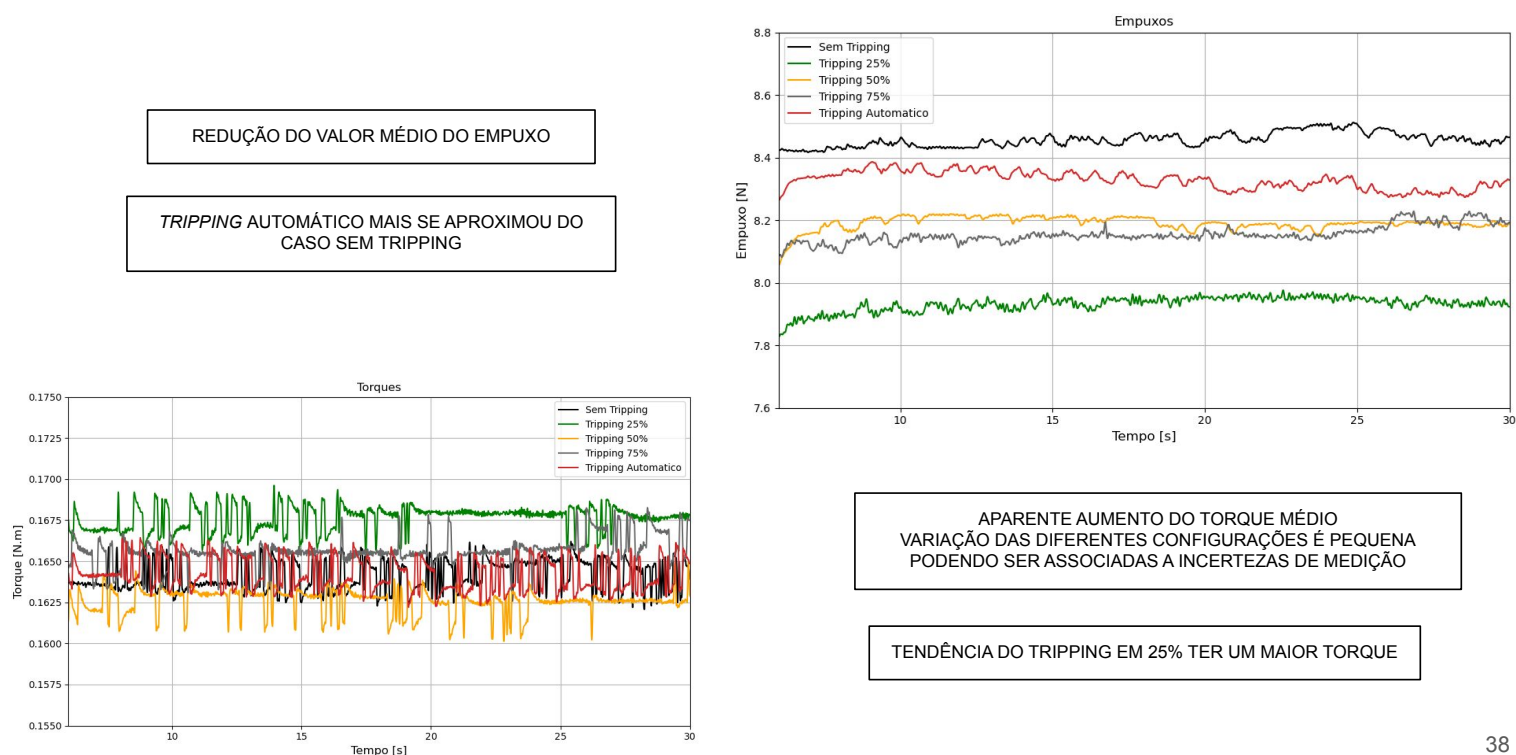
36

Resultados Experimentais



37

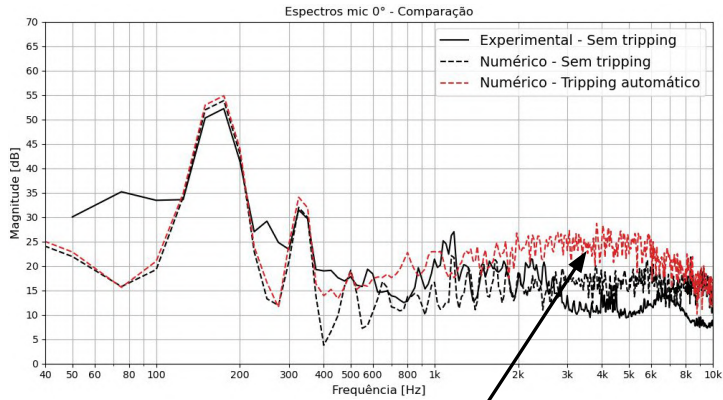
Resultados Experimentais



38

Comparação Numérico-Experimental

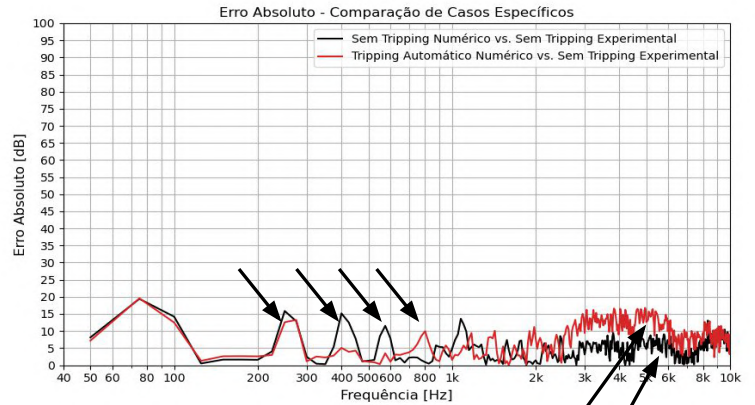
BOA CONCORDÂNCIA DOS PRIMEIROS HARMÔNICOS
LIGEIRA SUPERESTIMAÇÃO DO RUÍDO TONAL



TRIPPING AUTOMÁTICO COM MAIORES NÍVEIS DE RUÍDO
PRINCIPALMENTE DE BANDA LARGA

INDICAÇÃO DE SUPERESTIMAÇÃO DA TURBULÊNCIA PELO
MODELO NUMÉRICO

MAIORES ERROS ASSOCIADOS AOS SUB-HARMÔNICOS
DA FREQUÊNCIA DE ROTAÇÃO DO MOTOR

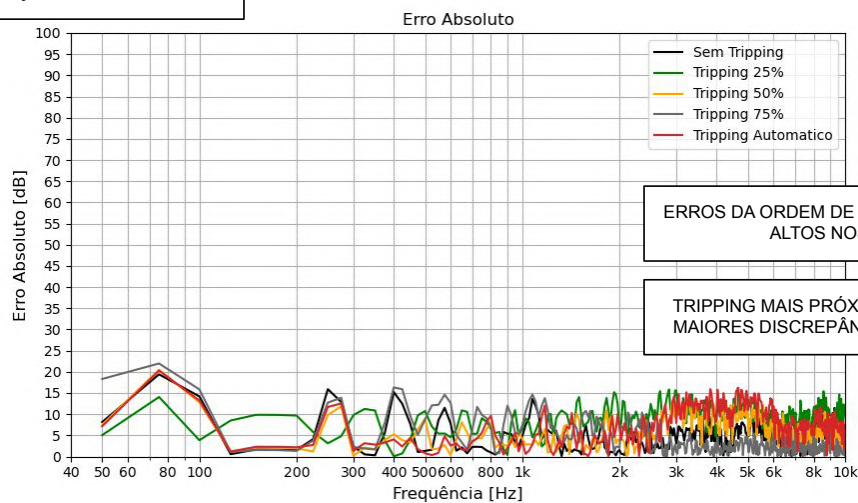


MENORES ERROS NA SIMULAÇÃO SEM O USO DO
TRIPPING

39
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Comparação Numérico-Experimental

MAIORES ERROS ASSOCIADOS AOS SUB-HARMÔNICOS
DA FREQUÊNCIA DE ROTAÇÃO DO MOTOR



ERROS DA ORDEM DE 5 DB EM BAIXAS FREQUÊNCIAS E MAIS
ALTOS NOS RUÍDO DE BANDA LARGA

TRIPPING MAIS PRÓXIMO AO BORDO DE ATAQUE CAUSA AS
MAIORES DISCREPÂNCIAS EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTO

Erro absoluto entre os espectros experimentais e numéricos.

40
Análise Aeroacústica dos Efeitos da Utilização do *Tripping* em Hélices

Comparação Numérico-Experimental

TODAS AS CONFIGURAÇÕES NUMÉRICAS SUBESTIMAM O EMPUXO EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTO

PODE-SE ATRIBUIR ESSA DIFERENÇA PELA SUPERESTIMAÇÃO DO NÍVEIS DE TURBULÊNCIA NA RESOLUÇÃO NUMÉRICA DO ESCOAMENTO

A PRESENÇA DO TRIPPING ALTERA A DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO NO EXTRADORSO E, PORTANTO, NO IMPULSO GERADO

Condição	Empuxo (N)	Erro Relativo (%)
<i>Sem Tripping</i> Experimental	8.46	-
<i>Sem Tripping</i> Numérico	7.38	12.76
<i>Tripping</i> 75% Numérico	7.07	16.43
<i>Tripping</i> 50% Numérico	6.96	17.75
<i>Tripping</i> Automático Numérico	6.88	18.68
<i>Tripping</i> 25% Numérico	6.85	19.05

Comparação dos empuxos numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso *Sem Tripping* Experimental.

Condição	Torque (N.m)	Erro Relativo (%)
<i>Sem Tripping</i> Experimental	0.164	-
<i>Sem Tripping</i> Numérico	0.170	3.66
<i>Tripping</i> 75% Numérico	0.171	4.27
<i>Tripping</i> 50% Numérico	0.187	14.02
<i>Tripping</i> Automático Numérico	0.200	21.95
<i>Tripping</i> 25% Numérico	0.217	32.32

Comparação dos torques numéricos e experimental, com erros relativos em relação ao caso *Sem Tripping* Experimental.

TODAS AS CONFIGURAÇÕES NUMÉRICAS SUPERESTIMAM O TORQUE EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTO

AUMENTO DA TURBULÊNCIA INTENSIFICA A DISSIPAÇÃO DE ENERGIA E, CONSEQUENTEMENTE, O TORQUE NECESSÁRIO PARA MANTER A ROTAÇÃO DA HÉLICE

Conclusões

Conclusões

- Resultados numéricos mostram um **aumento do ruído** na presença do *tripping* independente do ângulo de medição. A proximidade do *tripping* com o bordo de ataque mostrou uma maior **redução do empuxo e um maior aumento do torque**. Os dados de viscosidade turbulenta indicam uma **superestimação dos níveis de turbulência** pelo modelo VLES/LBM.
- Resultados experimentais **confirmam as tendência de aumento do ruído, redução do empuxo, e sutilmente o aumento do torque**. O *tripping* automático apresentou os resultados mais próximos ao caso sem *tripping*, indicando que o caso numérico pode estar superestimando os níveis de turbulência do escoamento.
- A comparação numérico-experimental sugere que a existe uma **dificuldade do modelo numérico** em representar a complexa interação da turbulência do escoamento com o entorno da pá.
- Por fim o trabalho demonstrou que a inclusão do *tripping* no modelo numérico **não resultou em melhor correlação** com os dados experimentais para a hélice analisada.

Trabalhos Futuros

- Investigar a influência de **diferentes modelos de turbulência**, como LES (Large Eddy Simulation) e DES (Detached Eddy Simulation), na previsão do desempenho aerodinâmico e acústico da hélice com e sem *tripping*.
- Realizar ensaios experimentais em túnel de vento para avaliar o efeito do *tripping* em **diferentes condições de operação da hélice**, variando a velocidade de rotação e a razão de avanço, e comparar os resultados com as simulações numéricas;
- Aquisição de mais dados experimentais: analisar efeito do *tripping* na esteira da hélice, investigando a formação e o desenvolvimento de vórtices, e sua relação com a geração de ruído, utilizando técnicas como **Particle Image Velocimetry (PIV)** e **medições de pressão no escoamento**;
- Estudar a **influência de diferentes geometrias e configurações do *tripping***, buscando otimizar o projeto do dispositivo;
- Avaliar o impacto do *tripping* na **interação da hélice com outras partes da aeronave**, para uma análise mais completa do desempenho e do ruído em condições de voo realistas.

Obrigado!
