

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
FACULDADE DE ENGENHARIA
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

ENRICO MAZUCO

**Caracterização experimental do desempenho propulsivo e aeroacústico de hélices co-rotativas
em tandem na geração de empuxo estático**

São João da Boa Vista
2025

Enrico Mazuco

Caracterização experimental do desempenho propulsivo e aeroacústico de hélices co-rotativas em tandem na geração de empuxo estático

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

São João da Boa Vista
2025

M476c Mazuco, Enrico
Caracterização experimental do desempenho propulsivo e
aeroacústico de hélices co-rotativas em tandem na geração de empuxo
estático / Enrico Mazuco. -- São João da Boa Vista, 2025
67 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia
Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade
de Engenharia, São João da Boa Vista
Orientador: Gabriel Pereira Gouveia da Silva

1. Aeronáutica. 2. Aeronaves. 3. Aerodinâmica. 4. Aerodynamic
noise. 5. Aviões turboelices. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DO DESEMPENHO PROPULSIVO E
AEROACÚSTICO DE HÉLICES CO-ROTATIVAS EM TANDEM NA GERAÇÃO DE
EMPUXO ESTÁTICO**

Aluno: Enrico Mazuco

Orientador: Prof. Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

Banca Examinadora:

- Gabriel Pereira Gouveia da Silva (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Roberto Gil Annes da Silva (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 28 de novembro de 2025

Eu dedico este trabalho a toda a comunidade do setor aeronáutico.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, agradeço ao meu orientador, Prof. Gabriel, pelo apoio, paciência e atenção sem precedentes em todas as etapas deste trabalho. Sua orientação foi essencial para que eu pudesse chegar até aqui. À Profa. Leandra, sou grato por ter me apresentado a oportunidade de participar do projeto FLYMOV, que abriu o caminho para todo o desenvolvimento acadêmico que realizei. Ao Prof. Gil, agradeço pela oportunidade de trabalhar em parceria com o ITA e de fazer parte do centro de pesquisa em engenharia para a mobilidade aérea do futuro. Também agradeço ao Prof. Thiago, por disponibilizar o túnel de vento do Laboratório de Engenharia Aeronáutica do ITA (FENG) e por todos os ensinamentos relacionados à coleta de dados aerodinâmicos experimentais. Ao Prof. Cavalieri, deixo meu reconhecimento pela sólida fundamentação teórica em aeroacústica e pelo feedback valioso nos meus trabalhos. Um agradecimento especial ao Widmark, pelo companheirismo, risadas e pela ajuda durante os longos dias de ensaios no túnel de vento do laboratório.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), Brasil. Processo nº 2024/08051-8. Sendo assim, sou grato à FAPESP pelo apoio financeiro que possibilitou o desenvolvimento e a construção do protótipo, além do incentivo à ciência e à pesquisa. À Divisão de Engenharia Aeronáutica do ITA, agradeço pela excelente infraestrutura que permitiu o desenvolvimento de um projeto robusto. Também sou grato ao Departamento de Engenharia Aeronáutica da FESJ – UNESP, pela formação recebida ao longo da graduação, que foi a base para todos os meus trabalhos acadêmicos e profissionais.

No lado pessoal, agradeço ao Wagner, pela amizade sincera construída desde o primeiro dia de aula e que permanece essencial na minha vida. Ao José Claudio e ao Cauê, agradeço pelos momentos, amizade, aprendizados e experiências que compartilhamos enquanto dividimos apartamento. À Raissa, Binelli, Talita e Carrari agradeço pela amizade, companhia e ajuda constantes, tanto nas disciplinas quanto durante o desenvolvimento deste trabalho de pesquisa, cuja colaboração foi fundamental.

Por fim, mas acima de tudo, agradeço à minha família, que é o alicerce de tudo o que conquistei e a razão pela qual sigo sempre em frente. À Maria Gabriela, minha namorada, agradeço por ser meu porto seguro, por cada gesto de carinho e por estar ao meu lado nos momentos de dúvida e de esperança, me apoiando com amor tanto na vida pessoal quanto profissional. À minha avó, Maria Lucia, sou eternamente grato pelo cuidado e pela força silenciosa que sempre me impulsionaram, independentemente das circunstâncias. À minha irmã, Victória, agradeço pela amizade que só irmãos entendem, feita de conversas, risadas e até das brigas que me ensinaram a amadurecer. Ao meu tio, Túlio, agradeço por ter sido, desde cedo, uma referência de apoio, afeto e curiosidade pelo mundo, oferecendo oportunidades e experiências que moldaram quem sou, incluindo minha paixão pela aviação. E, sobretudo, aos meus pais, Plínio e Márcia, deixo minha gratidão mais profunda: por todo o amor, pela confiança inabalável, pelos sacrifícios silenciosos e por acreditarem em mim mesmo quando eu não conseguia acreditar. Nada do que conquistei seria possível sem vocês.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), Brasil. Processo nº 2024/08051-8. As opiniões, hipóteses e conclusões ou recomendações expressas neste material são de responsabilidade dos autores e não necessariamente refletem a visão da FAPESP.

“Uma vez que você tenha experimentado o voo, você andará na terra com seus olhos voltados para o céu, pois lá você esteve e para lá você anseia retornar.”

Leonardo da Vinci

RESUMO

A crescente demanda por soluções sustentáveis no setor aeronáutico, impulsionada pelo avanço da mobilidade aérea urbana (UAM) e pelo desenvolvimento de aeronaves elétricas regionais, tem estimulado o estudo de sistemas propulsivos alternativos capazes de aliar eficiência energética e baixo impacto acústico. Nesse contexto, o presente trabalho investiga experimentalmente o desempenho aerodinâmico e aeroacústico de hélices co-rotativas em tandem, com o objetivo de compreender os efeitos do espaçamento axial e do ângulo de fase entre as hélices sobre a eficiência propulsiva e o ruído radiado. O estudo foi conduzido por meio de uma bancada instrumentada para medições simultâneas de empuxo, torque e pressão sonora. As configurações testadas variaram o espaçamento axial ($S = 0.5$ in, 1.2 in e 2.0 in) e o ângulo de fase ($\psi = 0^\circ$, 45° e 90°), abrangendo condições representativas de arranjos propulsivos aplicáveis a eVTOLs e aeronaves de propulsão distribuída. Os resultados mostraram que a proximidade entre as hélices intensifica as perdas de desempenho devido à interferência da esteira, enquanto o aumento do espaçamento promove a recuperação do escoamento e a melhoria da eficiência. Em termos aeroacústicos, observou-se que o defasamento angular entre as hélices contribui para a atenuação do ruído tonal, especialmente em $\psi = 90^\circ$, resultando em reduções de até 12 dB em relação à configuração em fase. As análises da Figura de Mérito indicaram que as combinações de maior espaçamento e defasagem angular apresentam o melhor compromisso entre eficiência e ruído. Os resultados obtidos confirmam o potencial das configurações co-rotativas em tandem para aplicação em aeronaves elétricas e sustentáveis, demonstrando que a otimização geométrica desses sistemas pode contribuir significativamente para o desenvolvimento de soluções propulsivas mais eficientes, silenciosas e ambientalmente responsáveis.

Palavras-Chave: hélices em *tandem*; propulsão elétrica; aeroacústica; eficiência aeropropulsiva; *eVTOL*; aeronave sustentável.

ABSTRACT

The growing demand for sustainable solutions in the aerospace sector, driven by the rise of Urban Air Mobility (UAM) and the development of regional electric aircraft, has motivated the investigation of alternative propulsive systems capable of combining high efficiency with low acoustic impact. In this context, the present work experimentally investigates the aerodynamic and aeroacoustic performance of co-rotating tandem propellers, aiming to understand the effects of axial spacing and phase angle between rotors on propulsive efficiency and radiated noise. The study was conducted in a wind tunnel using an instrumented test bench for simultaneous measurements of thrust, torque, and sound pressure. The tested configurations varied the axial spacing ($S = 0.5$ in, 1.2 in, and 2.0 in) and the phase angle ($\psi = 0^\circ$, 45° , and 90°), covering representative conditions of propulsive arrangements applicable to eVTOLs and distributed propulsion aircraft. Results showed that close propeller spacing intensifies performance losses due to wake interference, while increasing the distance allows partial recovery of the flow and improvement in overall efficiency. From an aeroacoustic perspective, it was observed that phase offset between the propellers contributes to tonal noise attenuation, especially at $\psi = 90^\circ$, leading to reductions of up to 12 dB compared to the in-phase configuration. The analysis of the Figure of Merit indicated that configurations combining larger spacing and angular offset provide the best trade-off between aerodynamic efficiency and noise emission. The results confirm the potential of co-rotating tandem propeller systems for application in electric and sustainable aircraft, demonstrating that the geometric optimization of such configurations can significantly contribute to the development of more efficient, quieter, and environmentally responsible propulsion solutions.

Keywords: *tandem* propellers; electric propulsion; aeroacoustics; aeropropulsive efficiency; *eVTOL*; sustainable aircraft.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Contribuição da aviação comercial na emissão de CO_2	17
Figura 2	Mapeamento das fontes responsáveis por emissão de gases do efeito estufa. . .	18
Figura 3	Análise da emissão de GEE por setores do transporte.	19
Figura 4	Emissão de CO_2 pela aviação comercial comparada a outras fontes antropogênicas.	22
Figura 5	Roteiro esquemático da redução de emissão de CO_2	23
Figura 6	Conceitos de aeronaves sustentáveis em fase de projeto.	24
Figura 7	Comportamento aerodinâmico de uma hélice.	26
Figura 8	Representação das forças e velocidades na seção da pá de hélices.	27
Figura 9	Ilustração da teoria do disco atuador.	27
Figura 10	Principais mecanismos de geração de ruído aerodinâmico.	28
Figura 11	Padrão tonal característico da frequência de passagem das pás e suas harmônicas.	29
Figura 12	Representação dos efeitos relacionados à interação aerodinâmica entre as hélices.	30
Figura 13	Exemplo de hélices em tandem.	31
Figura 14	Aplicação de sistemas propulsivos em tandem no protótipo da EVE Air Mobility.	32
Figura 15	Visualização do eixo estendido desenhado e usado.	34
Figura 16	Nova configuração da bancada de ensaios.	35
Figura 17	Desenho esquemático da bancada experimental.	35
Figura 18	Bancada propulsiva instalada na estrutura.	36
Figura 19	Calibração da bancada propulsiva.	37
Figura 20	Arranjo de microfones utilizado para a aquisição dos sinais de pressão sonora. .	37
Figura 21	Distribuição geométrica das posições (m_n) dos microfones no plano \mathcal{M}	38
Figura 22	Sistema de aquisição de dados de perturbação de pressão.	39
Figura 23	Diferentes distâncias axiais entre as hélices.	40
Figura 24	Diferentes ângulos de fase entre as hélices.	40
Figura 25	Variação do empuxo estático em função da frequência de rotação.	44
Figura 26	Comportamento do empuxo com a variação de espaçamento entre as hélices. . .	45
Figura 27	Comportamento da potência com a variação de espaçamento entre as hélices. .	46
Figura 28	Desempenho em tração estática com a variação de espaçamento entre as hélices.	47
Figura 29	Comportamento do empuxo com a variação do ângulo de fase entre as hélices. .	48
Figura 30	Comportamento da potência com a variação do ângulo de fase entre as hélices. .	49
Figura 31	Desempenho em tração estática com a variação do ângulo de fase entre as hélices.	50
Figura 32	Densidade de potência espectral em diferentes configurações propulsivas.	51
Figura 33	Comportamento do nível global de ruído com a variação do espaçamento entre as hélices.	52
Figura 34	Comportamento do nível global de ruído com a variação do ângulo de fase entre as hélices.	53
Figura 35	Ilustração do método de identificação de cada configuração propulsiva.	53

Figura 36	Relação entre empuxo e emissão sonora para cada configuração testada.	54
Figura 37	Relação entre torque e emissão sonora para cada configuração testada.	55
Figura 38	Relação entre Figura de Mérito e emissão sonora para cada configuração testada.	55
Figura 39	Variação do empuxo estático para o caso de $\psi = 0$	60
Figura 40	Variação do empuxo estático para o caso de $\psi = 45$	61
Figura 41	Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 0° de ângulo de fase.	62
Figura 42	Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 45° de ângulo de fase.	62
Figura 43	Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 90° de ângulo de fase.	63
Figura 44	Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 0° de ângulo de fase.	63
Figura 45	Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 45° de ângulo de fase.	64
Figura 46	Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 90° de ângulo de fase.	64
Figura 47	Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 0° de ângulo de fase.	65
Figura 48	Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 45° de ângulo de fase.	65
Figura 49	Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 90° de ângulo de fase.	66

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Padrões de Emissão de Motores EPA e ICAO no ciclo LTO.	20
Tabela 2 – Diferentes fontes de ruído e níveis sonoros.	21
Tabela 3 – Limites de nível de exposição a ruído.	21
Tabela 4 – Informações de geometria da hélice utilizada.	34
Tabela 5 – Configurações combinadas nos experimentos dinâmicos.	41

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BFP	Frequência de Passagem das Pás
EPA	<i>Environmental Protection Agency</i>
eVTOL	<i>Electric Vertical Take-Off and Landing</i>
FAPESP	Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo
FENG	Laboratório de Engenharia Aeronáutica
FESJ	Faculdade de Engenharia de São João da Boa Vista
FLYMOV	Centro de Pesquisa em Engenharia para a Mobilidade Aérea do Futuro
FM	Figura de Mérito
GEE	Gases do Efeito Estufa
HC	Hidrocarbonetos
Hz	Hertz
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
IPCC	<i>Intergovernmental Panel on Climate Change</i>
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LTO	<i>Landing–Takeoff</i>
OMS	Organização Mundial da Saúde
OSPL	Nível de Pressão Sonora Global
PSD	Densidade de Potência Espectral
RPM	Rotações por Minuto
SJBV	São João da Boa Vista
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UAM	<i>Urban Air Mobility</i>
UNESP	Universidade Estadual Paulista

LISTA DE SÍMBOLOS

B	Número de pás da hélice
CO	Monóxido de Carbono
CO_2	Dióxido de Carbono
C_P	Coefficiente de Potência
C_T	Coefficiente de Empuxo
dB	Decibel
D	Diâmetro da hélice
f	Frequência
N	Rotação da hélice
NO _x	Óxidos de Nitrogênio
p	Pressão sonora
Q	Torque
S	Espaçamento axial
SO _x	Óxidos de Enxofre
T	Empuxo
°	Grau
ρ	Densidade do ar
ψ	Ângulo de fase

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	MOTIVAÇÃO	16
1.1.1	Questões ambientais	16
1.1.2	Impactos na saúde humana	19
1.1.3	Indústria Aeronáutica	22
1.2	OBJETIVOS	24
1.2.1	Sistemas propulsivos eficientes	24
1.2.2	Configurações propulsivas silenciosas	24
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	26
2.1	FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA DE HÉLICES	26
2.2	FUNDAMENTO DE AEROACÚSTICA DE HÉLICES	28
2.3	INTERAÇÕES AERODINÂMICAS E AEROACÚSTICAS	29
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	31
3.1	HÉLICES EM TANDEM	31
3.2	SISTEMAS PROPULSIVOS PARA AERONAVES SUSTENTÁVEIS	32
4	METODOLOGIA EXPERIMENTAL	34
4.1	MODELO DA HÉLICE E CONFIGURAÇÃO DE MONTAGEM	34
4.2	INSTRUMENTAÇÃO E TÉCNICAS DE MEDIÇÃO	35
4.2.1	Aparato propulsivo	35
4.2.2	Beamforming convencional	37
4.3	CONFIGURAÇÕES TESTADAS	39
4.4	TRATAMENTO DE DADOS	41
4.4.1	Dados Propulsivos	41
4.4.2	Dados Aeroacústicos	43
4.4.2.1	<i>Análise Espectral e OASPL</i>	43
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	44
5.1	ANÁLISE AERODINÂMICA E PROPULSIVA DAS HÉLICES	44
5.1.1	Influência do espaçamento entre as hélices no empuxo	45
5.1.2	Influência do ângulo de fase entre as hélices no empuxo	46
5.2	ANÁLISE AEROACÚSTICA DAS HÉLICES	49
5.2.1	Influência do espaçamento entre as hélices no ruído	50
5.2.2	Influência do ângulo de fase entre as hélices no ruído	50
5.3	ANÁLISE DE CONFIGURAÇÕES OTIMIZADAS	52

6	CONCLUSÃO	56
	REFERÊNCIAS	58
	APÊNDICE A – TRAÇÃO ESTÁTICA EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA DE ROTAÇÃO.	60
	APÊNDICE B – DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL PARA CADA CONDIÇÃO	62

1 INTRODUÇÃO

A aviação, desde sua gênese com o icônico 14-Bis de Santos Dumont, evoluiu de forma notável, consolidando-se como um dos principais meios de transporte globais. Atualmente, é impensável conceber as complexas relações internacionais, o comércio e as interações humanas sem a sua existência. Essa progressão contínua da indústria aeronáutica deve-se à incessante modernização tecnológica e ao aperfeiçoamento das aeronaves, que hoje transportam um número crescente de pessoas com maior segurança e eficiência.

O volume do transporte aéreo demonstra um crescimento exponencial, dobrando aproximadamente a cada quinze a vinte anos, conforme indicam estudos de profissionais do setor e do mercado global (International Air Transport Association, 2023). As projeções futuras sinalizam a continuidade desse avanço, com uma taxa de crescimento anual de 3,7% até 2036. Esse ritmo de expansão sugere que o movimento de passageiros dobrará em relação aos registros de 2016 (International Air Transport Association, 2023).

Diante desse cenário de crescimento, surge a necessidade premente de desenvolver tecnologias e projetos mais sustentáveis. A indústria aeronáutica, atenta à opinião pública e aos impactos ambientais, tem incorporado fatores como ruído sonoro e emissões de poluentes como requisitos fundamentais em seus projetos. Recentemente, a redução das emissões de dióxido de carbono (CO_2) tornou-se um dos principais focos operacionais e de construção, refletindo o compromisso do setor com a sustentabilidade e a responsabilidade ambiental.

Apesar da predominância dos jatos na aviação moderna, a história das aeronaves com hélice revela um caminho de inovação que é agora revisitado com um novo propósito, a sustentabilidade. Desde o pioneiro voo de Santos Dumont em 1906, que já utilizava hélice para decolar, essa tecnologia evoluiu de forma constante. Durante a Segunda Guerra Mundial, aviões como o P-51 Mustang se tornaram ícones graças ao seu desempenho impressionante, impulsionado por hélices.

Com a chegada da era do jato, as aeronaves a hélice foram redefinidas. Os motores turbohélice, mais eficientes para voos curtos e médias distâncias, se tornaram a escolha ideal para o transporte regional. Hoje, a hélice ressurgiu como uma peça-chave no esforço de descarbonização da aviação. Pesquisas e projetos focados em propulsão elétrica e híbrida estão impulsionando o desenvolvimento de aeronaves com hélices, que se mostram ideais para voos de curta distância. Essa tecnologia promete não apenas reduzir significativamente as emissões de poluentes, mas também diminuir a poluição sonora. Assim, a hélice, uma das mais antigas tecnologias da aviação, se torna parte da solução para os desafios ambientais do futuro.

1.1 MOTIVAÇÃO

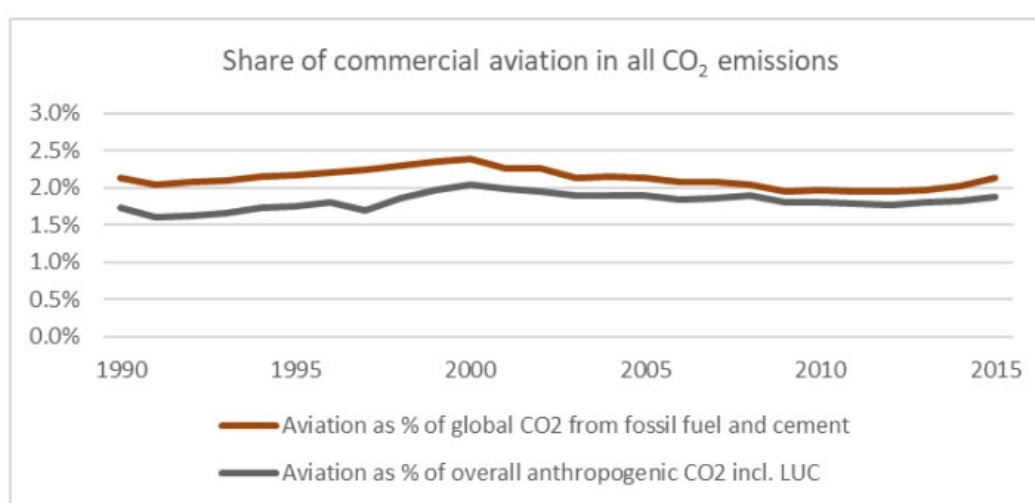
1.1.1 Questões ambientais

Nos últimos anos, a humanidade tem enfrentado desafios ambientais sem precedentes. As mudanças climáticas, impulsionadas por emissões de gases de efeito estufa, têm provocado eventos climáticos

extremos, como secas prolongadas, enchentes e aumento da frequência de furacões. Além disso, a poluição do ar, da água e do solo compromete a saúde pública e a biodiversidade. Fenômenos como a perda de biodiversidade, o desmatamento e a escassez de recursos naturais agravam ainda mais esse cenário. A mobilidade urbana, por sua vez, contribui significativamente para esses problemas, com o aumento do uso de veículos motorizados, que emitem poluentes e geram congestionamentos, afetando a qualidade de vida nas cidades.

Embora as emissões provenientes do setor aéreo tenham crescido de forma constante em valores absolutos, sua participação relativa no total das emissões antropogênicas de CO_2 tem se mantido estável em aproximadamente 2%, como apresentado na Figura 1. Isso evidencia que, apesar de ser um dos setores de crescimento mais acelerado, com taxas anuais entre 4% e 5%, a aviação não tem ampliado sua contribuição relativa às emissões globais de CO_2 (International Air Transport Association, 2023).

Figura 1 – Contribuição da aviação comercial na emissão de CO_2 .



Fonte: Elaborado por International Air Transport Association (2023).

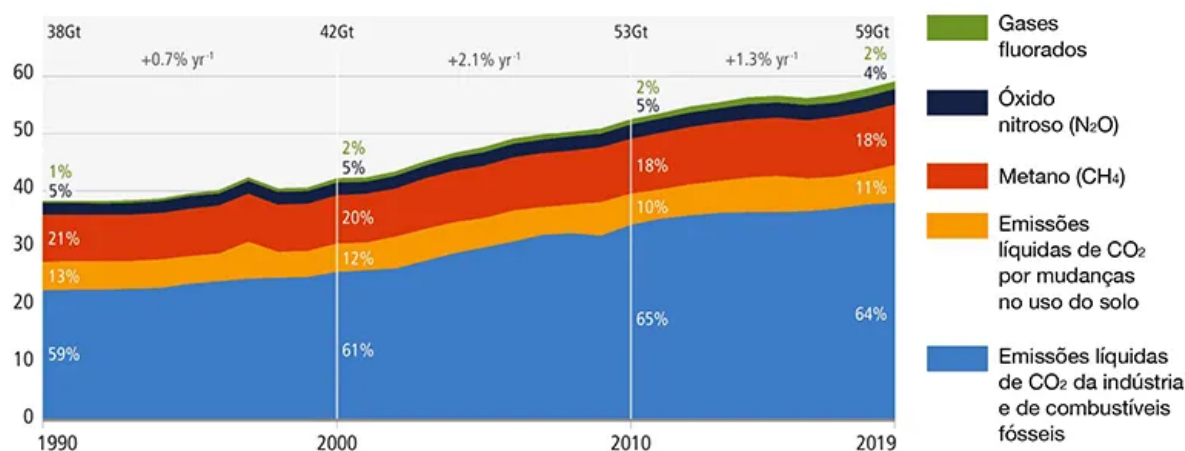
Nesse contexto mais amplo de desafios ambientais e crescimento das emissões globais, observa-se que os gases de efeito estufa (GEEs) continuam a se acumular na atmosfera em níveis cada vez mais elevados. De acordo com a Figura 2, o total de emissões aumentou de aproximadamente 38 Gt de CO_2 equivalente em 1990 para cerca de 59 Gt em 2019, o que representa uma taxa média de crescimento anual superior a 1%. Esse aumento é impulsionado principalmente pela queima de combustíveis fósseis e pela intensificação das atividades industriais. Dentre os principais contribuintes, destacam-se as emissões líquidas de CO_2 provenientes da indústria e do uso de combustíveis fósseis, responsáveis por cerca de 64% do total em 2019, seguidas pelas emissões associadas ao uso do solo, metano (CH_4), óxido nitroso (N_2O) e gases fluorados (Escobar, 2022).

Considerando esse panorama, a indústria aeronáutica insere-se em um cenário de crescente exigência por eficiência e sustentabilidade. Embora sua participação relativa nas emissões globais de CO_2 permaneça em torno de 2%, o setor tem sido alvo de atenção devido ao crescimento contínuo do transporte aéreo e aos efeitos climáticos associados às emissões em grandes altitudes. Além disso, a forte dependência da aviação em relação aos combustíveis fósseis reforça a necessidade de soluções tecnológicas voltadas à eficiência energética e à mitigação das emissões, consolidando o papel estratégico da indústria aeronáutica na transição para uma mobilidade global mais sustentável.

Figura 2 – Mapeamento das fontes responsáveis por emissão de gases do efeito estufa.

Emissões globais de gases do efeitos estufa (GEEs)

Em bilhões de toneladas (Gt) de CO₂ equivalente/ano; no período 1990-2019



Fonte: IPCC AR6 WG3/ Jornal da USP (adaptado da versão original em inglês)

Fonte: Adaptado por Escobar (2022).

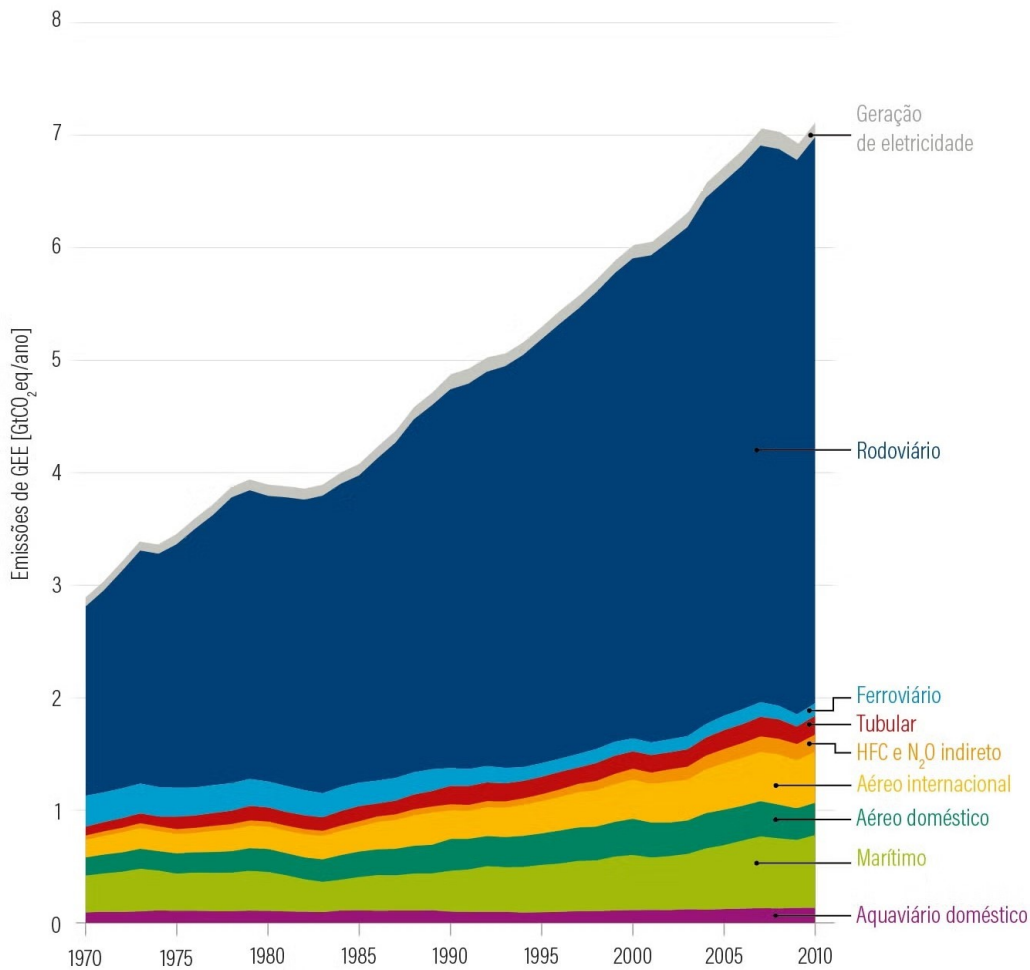
A análise setorial das emissões de gases de efeito estufa revela que o transporte rodoviário é o principal responsável pelas emissões associadas à mobilidade, representando uma fração significativamente superior aos demais modais, como ilustra a Figura 3. De acordo com o IPCC (Painel Intergovernamental sobre Mudanças Climáticas), esse setor apresenta uma trajetória de crescimento contínuo desde a década de 1970, impulsionado pela expansão das frotas de veículos e pela predominância de combustíveis fósseis. Em contraste, observa-se que os modais ferroviário, marítimo e aéreo possuem participações menores, embora também apresentem tendência ascendente, acompanhando o aumento da demanda global por transporte de pessoas e cargas (Wang; Ge, 2019).

Nesse contexto, a busca por soluções mais eficientes e sustentáveis tornou-se um dos principais desafios da engenharia contemporânea. A redução da dependência do transporte rodoviário, associada à transição para sistemas de mobilidade baseados em eletrificação, combustíveis sustentáveis e integração multimodal, representa um caminho estratégico para mitigar as emissões globais. Dentro dessa perspectiva, a mobilidade aérea urbana (UAM) surge como uma alternativa promissora, oferecendo a possibilidade de descentralizar o transporte terrestre e reduzir a emissão per capita de poluentes em deslocamentos de curta distância.

A implementação de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical (eVTOLs) e de novos conceitos propulsivos tem potencial para redefinir o papel da aviação na matriz de transporte, contribuindo tanto para a diminuição da pressão sobre o setor rodoviário quanto para o avanço em direção a uma aviação mais limpa e silenciosa. Essas inovações, sustentadas por avanços em propulsão elétrica, aerodinâmica e acústica, representam uma oportunidade concreta de alinhar o crescimento do transporte aéreo com os objetivos globais de neutralidade de carbono e sustentabilidade ambiental.

Apesar dos avanços tecnológicos e das iniciativas voltadas à sustentabilidade, a expansão das

Figura 3 – Análise da emissão de GEE por setores do transporte.



Fonte: Elaborado por Wang e Ge (2019).

atividades aeronáuticas traz consigo desafios significativos relacionados aos impactos ambientais e à saúde humana. Além das emissões gasosas provenientes da queima de combustíveis, que contribuem para a degradação da qualidade do ar e para o agravamento de doenças respiratórias, a poluição sonora gerada pelas aeronaves representa uma das principais fontes de desconforto e risco à saúde em áreas próximas a aeroportos e centros urbanos. Assim, compreender os efeitos dessas emissões, tanto atmosféricas quanto acústicas, torna-se fundamental para o desenvolvimento de soluções tecnológicas que conciliem eficiência aeronáutica, conforto social e sustentabilidade ambiental.

1.1.2 Impactos na saúde humana

A operação de aeronaves gera uma série de externalidades ambientais que afetam diretamente a saúde e o bem-estar das populações expostas. Entre essas externalidades, destacam-se a poluição atmosférica e a poluição sonora, que, embora apresentem naturezas distintas, estão intimamente relacionadas ao aumento das atividades aeronáuticas e à concentração de operações em áreas urbanas densamente povoadas. Nesse contexto, compreender os efeitos desses impactos é essencial para orientar o desenvolvimento de tecnologias que conciliem eficiência operacional, conforto social e sustentabilidade ambiental.

A poluição atmosférica associada à aviação resulta, principalmente, da combustão de querosene de aviação, que libera diversos poluentes gasosos e particulados, como dióxido de carbono (CO_2), óxidos de nitrogênio (NO_x), monóxido de carbono (CO), óxidos de enxofre (SO_x) e material particulado. O Anexo deste trabalho apresenta os efeitos na saúde e ambientais dos poluentes do ar citados. Esses compostos contribuem tanto para o aquecimento global quanto para a degradação da qualidade do ar local. Durante o ciclo de pouso e decolagem (LTO), as emissões têm impacto mais direto sobre as populações residentes nas proximidades dos aeroportos, motivo pelo qual organismos internacionais estabeleceram limites regulamentares para controlar a poluição proveniente dos motores aeronáuticos.

Tabela 1 – Padrões de Emissão de Motores EPA e ICAO no ciclo LTO.

Poluente	Padrões EPA	Padrões ICAO (1981)
CO	4.3 g/(kg·thrust·hr)	118 g/kN F_{00}
UHC	0.8 g/(kg·thrust·hr)	19.6 g/kN F_{00}
NO_x	3.0 g/(kg·thrust·hr)	$40 + 2\pi_{00}$ g/kN F_{00}
Fumaça	19–20	$83.6 F_{00}^{-0.274}$ (usar F_{00} em kN)

Fonte: Disponível em Farokhi (2020).

Em resposta a esses impactos, organismos como a Environmental Protection Agency (EPA) e a International Civil Aviation Organization (ICAO) estabeleceram padrões de emissão que limitam a liberação de poluentes por motores aeronáuticos, conforme apresentado na Tabela.1. Esses regulamentos refletem o esforço internacional para reduzir os efeitos adversos da aviação sobre a saúde humana e incentivar o uso de tecnologias mais limpas e eficientes.

A exposição prolongada a poluentes provenientes das operações aéreas está associada a doenças respiratórias e cardiovasculares, além de agravar condições como asma e bronquite crônica (Farokhi, 2020). Comunidades localizadas nas proximidades de aeroportos, especialmente em grandes centros urbanos, são as mais afetadas. Nesse contexto, o avanço de combustíveis sustentáveis de aviação (SAF) e de sistemas propulsivos híbridos ou elétricos surge como alternativa promissora para mitigar esses efeitos e contribuir para a descarbonização do setor.

A poluição sonora também constitui uma importante fonte de impacto sobre a saúde humana. O ruído gerado por aeronaves durante as fases de decolagem, pouso e operação em solo é responsável por níveis de incômodo significativos em áreas residenciais próximas a aeroportos. Conforme mostra a Tabela 2, o nível de ruído emitido por motores a jato em proximidade pode atingir entre 130 e 160 dB, valor muito superior ao ruído médio em áreas urbanas, que varia entre 40 e 60 dB, e até mesmo a eventos de grande intensidade sonora, como shows ou trovões. Esses níveis representam não apenas desconforto auditivo, mas também um risco concreto à saúde.

De acordo com a Organização Mundial da Saúde (OMS), a exposição prolongada a ruídos intensos pode causar distúrbios do sono, estresse, perda auditiva, aumento da pressão arterial e prejuízos cognitivos, especialmente em crianças (World Health Organization. Regional Office for Europe, 2024). A Tabela 3 ilustra como o tempo máximo de exposição permitido diminui rapidamente conforme o nível de intensidade sonora aumenta. Por exemplo, enquanto uma exposição a 90 dB pode ser tolerada por até 8 horas diárias, um ruído de 115 dB é considerado seguro por apenas 15 minutos. Dessa forma,

Tabela 2 – Diferentes fontes de ruído e níveis sonoros.

Fontes	Nível (dB)
Voz sussurrada	20–30
Casa urbana, escritório médio	40–60
Conversa média	60–65
Escritório barulhento, rua com pouco tráfego	60–80
Transporte a jato (cabine)	60–88
Pequeno avião monomotor (cockpit)	70–90
Sistemas de som (PA)	90–100
Rua de cidade movimentada	80–100
Helicóptero de rotor único (cockpit)	80–102
Cortador de grama, motosserra	100–110
Snowmobile, trovão	110–120
Concerto de rock	115–120
Motor a jato (proximidade)	130–160

Fonte: Elaborado por *Federal Aviation Administration* (2023).

ambientes próximos a aeroportos ou zonas de operação aérea intensa frequentemente ultrapassam os limites seguros de exposição, representando um desafio tanto para a saúde pública quanto para o planejamento urbano.

Com o crescimento previsto do transporte aéreo, incluindo novas modalidades como os veículos elétricos de decolagem e pouso vertical (eVTOLs), a redução do ruído tornou-se um dos principais desafios tecnológicos da aviação moderna. Avanços em aerodinâmica, materiais e arquitetura propulsiva têm permitido o desenvolvimento de hélices e rotores com menor emissão sonora, sem comprometer o desempenho. Nesse contexto, o estudo da aeroacústica de hélices torna-se fundamental, pois busca compreender e controlar os mecanismos físicos de geração e propagação do ruído, viabilizando soluções mais sustentáveis para o futuro da mobilidade aérea.

Tabela 3 – Limites de nível de exposição a ruído.

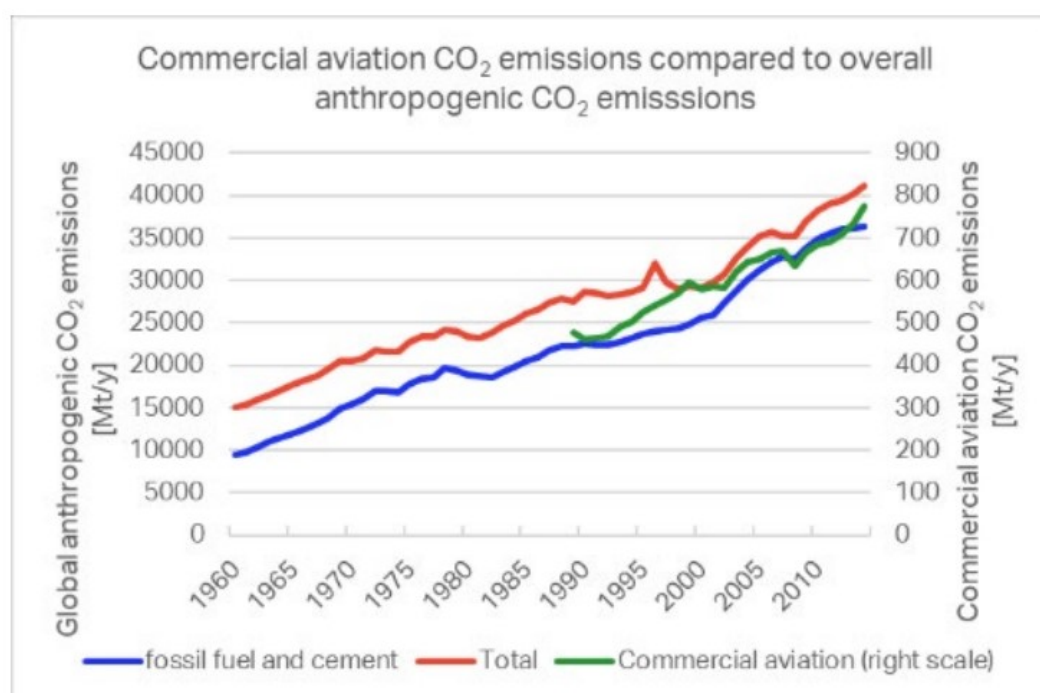
Intensidade do Ruído (dB)	Limite de Exposição (h/dia)
90	8
92	6
95	4
97	3
100	2
102	1.5
105	1
110	0.5
115	0.25

Fonte: Elaborado por *Federal Aviation Administration* (2023).

1.1.3 Indústria Aeronáutica

Diante dos desafios ambientais e de saúde pública associados às emissões e ao ruído aeronáutico, a indústria da aviação tem buscado estratégias para conciliar crescimento econômico e sustentabilidade ambiental. Conforme mostra a Figura 4, as emissões de dióxido de carbono provenientes da aviação comercial cresceram de forma contínua nas últimas décadas, acompanhando o aumento global das emissões antropogênicas. Apesar dos avanços tecnológicos em eficiência energética e aerodinâmica, a expansão do transporte aéreo tem compensado esses ganhos, mantendo a tendência de crescimento absoluto nas emissões do setor.

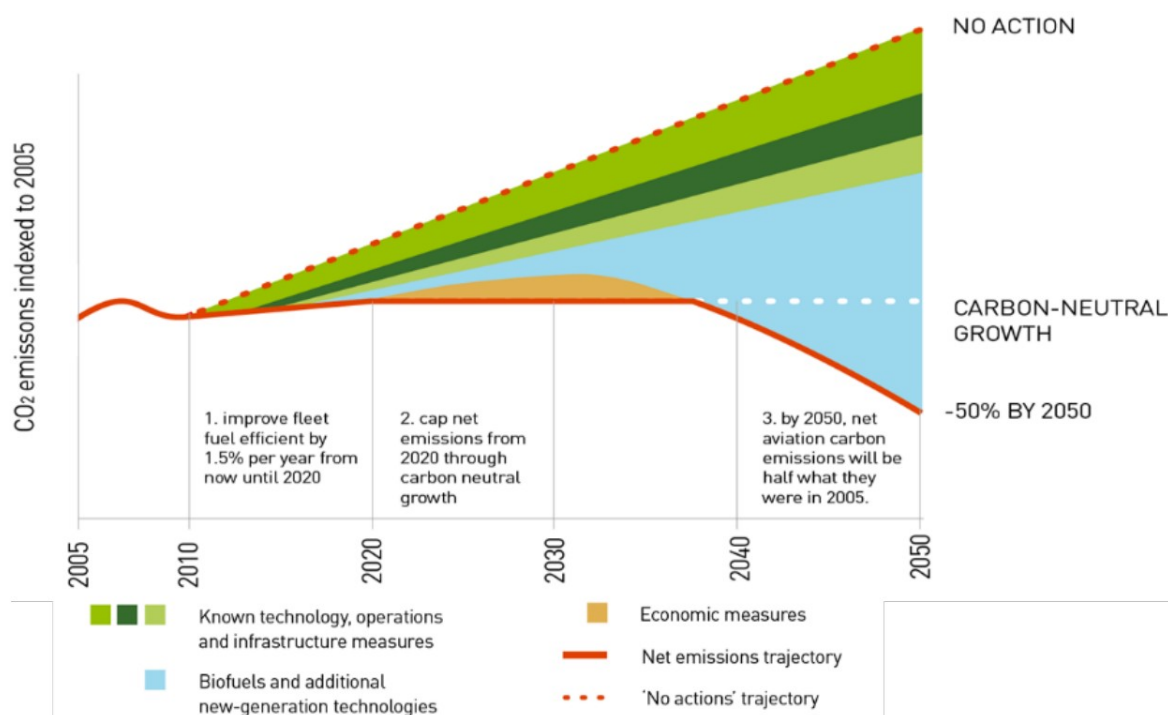
Figura 4 – Emissão de CO_2 pela aviação comercial comparada a outras fontes antropogênicas.



Fonte: Elaborado por International Air Transport Association (2023).

Com base nesse panorama, a comunidade internacional estabeleceu metas ambiciosas para conter o impacto ambiental da aviação. A Figura 5 apresenta a trajetória proposta para alcançar a neutralidade de carbono até 2050, por meio de medidas combinadas que envolvem a melhoria da eficiência das frotas, o uso de biocombustíveis sustentáveis e o desenvolvimento de tecnologias de nova geração. Essa transição tecnológica representa não apenas um compromisso ambiental, mas também uma oportunidade de inovação industrial em direção a uma mobilidade aérea mais limpa e acessível.

Nesse contexto, a Mobilidade Aérea Urbana (UAM) surge como uma nova fronteira da aviação sustentável, voltada à integração do transporte aéreo ao ambiente urbano por meio de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical (eVTOLs). Paralelamente, observa-se o avanço de projetos voltados à eletrificação da aviação regional e de curta distância, como o projeto Energia, desenvolvido pela Embraer, que propõe aeronaves a hélice com propulsão elétrica, híbrida e movida a hidrogênio. Essas iniciativas representam diferentes vertentes de um mesmo movimento global em direção à descarbonização da aviação, buscando conciliar eficiência energética, redução de emissões e menor impacto acústico. A Figura 6 ilustra alguns desses conceitos, que evidenciam o papel central da

Figura 5 – Roteiro esquemático da redução de emissão de CO_2 .

Fonte: Elaborado por International Air Transport Association (2023).

inovação tecnológica no desenvolvimento de uma mobilidade aérea mais sustentável.

Essas iniciativas evidenciam uma tendência global em direção à descarbonização do setor aeronáutico, com foco em reduzir emissões diretas e ruídos operacionais. A substituição de motores a combustão por sistemas elétricos ou híbridos não apenas elimina as emissões locais de gases de efeito estufa, mas também amplia as possibilidades de otimização aerodinâmica e arquitetônica, abrindo caminho para soluções mais silenciosas, eficientes e socialmente viáveis.

Entretanto, o desenvolvimento dessas aeronaves impõe desafios técnicos relevantes, especialmente no que se refere à emissão de ruído e à eficiência propulsiva em regime de empuxo estático, que predominam durante o voo pairado, manobras verticais e decolagem convencional. O ruído aerodinâmico, associado às interações entre as pás e o escoamento, torna-se um dos principais obstáculos para a aceitação social da mobilidade aérea urbana, principalmente em regiões densamente povoadas.

Diante disso, a busca por configurações de hélices que conciliem desempenho e baixo ruído tem se tornado um tema central de pesquisa na área aeroacústica. Entre as alternativas promissoras, destacam-se os sistemas interativos entre hélices, que permitem maior controle da distribuição de empuxo e do comportamento do escoamento induzido, oferecendo potencial para otimização simultânea da eficiência e da redução de ruído. Assim, o presente trabalho se insere nesse cenário de transição tecnológica, buscando contribuir para o desenvolvimento de soluções propulsivas mais sustentáveis e adequadas às demandas da aviação do futuro.

Figura 6 – Conceitos de aeronaves sustentáveis em fase de projeto.



Fonte: Embraer (2017).

1.2 OBJETIVOS

A partir das discussões apresentadas, observa-se que a busca por soluções sustentáveis na aviação passa necessariamente pela otimização dos sistemas propulsivos, de modo a reduzir tanto o consumo energético quanto o impacto acústico. Nesse contexto, o presente trabalho tem como objetivo geral avaliar o desempenho e as características aeroacústicas de hélices em diferentes configurações propulsivas, com enfoque naquelas que possam contribuir para o desenvolvimento de aeronaves elétricas mais eficientes e silenciosas.

Para atingir tal propósito, o estudo é estruturado em dois eixos principais, o aprimoramento da eficiência de sistemas propulsivos, por meio da análise comparativa de desempenho de hélices operando individualmente e configurações interativas co-rotativas, e a mitigação dos níveis de ruído associados à propulsão, explorando arranjos geométricos e operacionais que possam favorecer uma operação mais silenciosa.

1.2.1 Sistemas propulsivos eficientes

O primeiro eixo do trabalho concentra-se na avaliação da eficiência aerodinâmica de hélices operando em diferentes rotações e arranjos propulsivos. Busca-se compreender de que forma parâmetros geométricos e operacionais influenciam o empuxo e a eficiência propulsiva, com base nos resultados experimentais.

Esta etapa visa fornecer subsídios para o dimensionamento otimizado de sistemas propulsivos aplicáveis a aeronaves elétricas, especialmente no contexto de configurações emergentes, como as propostas para o transporte urbano aéreo e para aeronaves regionais de nova geração.

1.2.2 Configurações propulsivas silenciosas

O segundo eixo tem como foco a avaliação do impacto acústico de diferentes configurações de hélices, considerando tanto aspectos de geometria quanto de rotação do sistema propulsivo. Essa análise busca identificar arranjos capazes de reduzir a emissão sonora, mantendo níveis de desempenho aerodinâmico adequados às demandas de propulsão elétrica.

A investigação contribui, assim, para o desenvolvimento de soluções propulsivas que conciliem eficiência e baixo ruído, alinhando-se às exigências regulatórias e às metas de sustentabilidade que

orientam a aviação do futuro.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

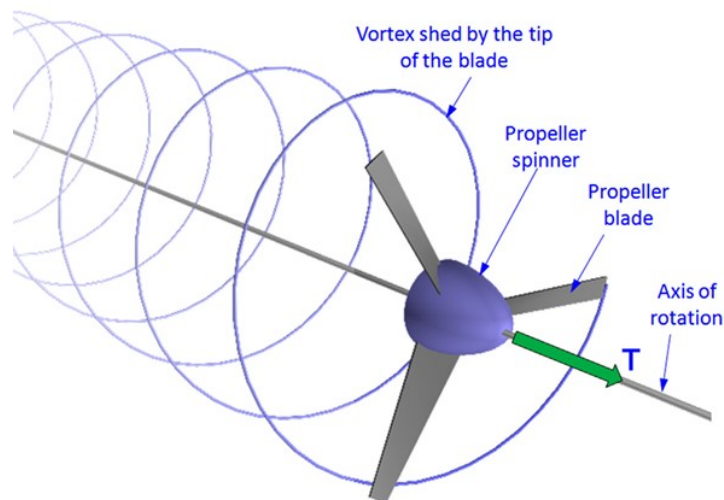
A análise experimental do desempenho e do comportamento acústico de hélices requer a compreensão dos princípios fundamentais que regem a produção de empuxo, as perdas aerodinâmicas e os mecanismos de geração de ruído. Assim, esta seção tem como objetivo apresentar os conceitos teóricos essenciais para a condução e interpretação dos ensaios realizados, assegurando o embasamento necessário à análise dos resultados obtidos.

Inicialmente, são abordados os fundamentos de aerodinâmica de hélices, com foco na formação de empuxo, torque e eficiência propulsiva, bem como nos parâmetros adimensionais que caracterizam o desempenho. Em seguida, são apresentados os conceitos de aeroacústica de hélices, voltados à compreensão das principais fontes de ruído associadas ao escoamento em torno das pás e às interações entre escoamentos induzidos. Por fim, a seção discute as interações aerodinâmicas e aeroacústicas presentes em configurações com múltiplas hélices, destacando seus efeitos sobre a eficiência e o nível de ruído medido.

2.1 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA DE HÉLICES

A geração de empuxo por uma hélice está associada à variação da quantidade de movimento do ar à medida que o escoamento atravessa o plano da hélice. Como ilustrado na Figura 7, a rotação das pás induz a formação de vórtices nas extremidades, que se propagam a jusante em forma helicoidal, compondo o chamado rastro helicoidal. Esse fenômeno é consequência direta da diferença de pressão entre as faces de sucção e pressão das pás, resultando na geração contínua de vórtices na ponta de cada pá. A força de empuxo (T) é gerada ao longo do eixo de rotação, sendo responsável pela propulsão da aeronave (Gudmundsson, 2014).

Figura 7 – Comportamento aerodinâmico de uma hélice.

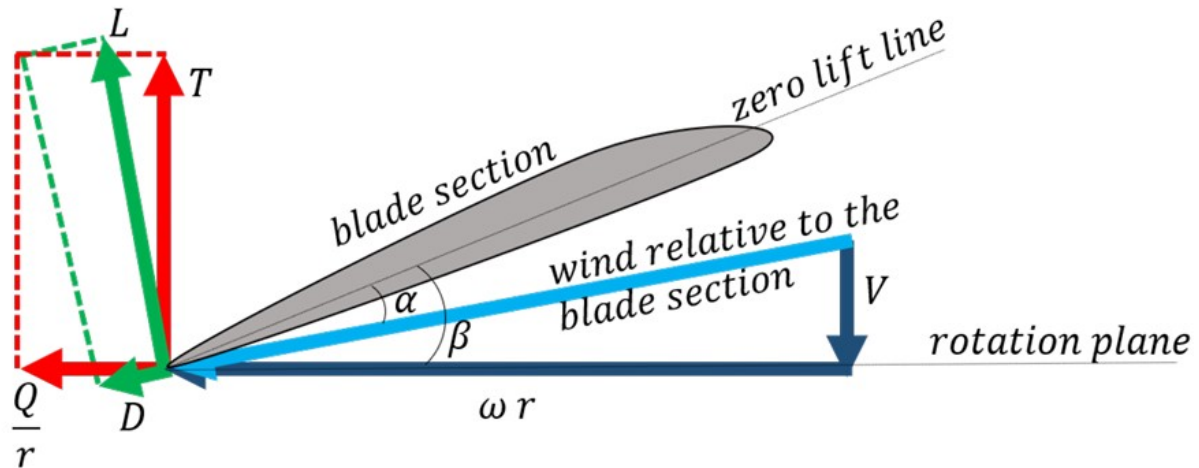


Fonte: Elaborado por Gudmundsson (2014).

A força total exercida pela hélice pode ser decomposta em duas componentes principais: a força

axial, que corresponde ao empuxo, e a força tangencial, associada ao torque resistivo, como pode ser observado na Figura 8. O motor, por sua vez, deve fornecer o torque necessário para vencer essa resistência e manter a rotação do sistema. O conjunto dessas forças define o desempenho propulsivo, cuja eficiência depende da geometria da pá, da velocidade angular e das condições do escoamento.

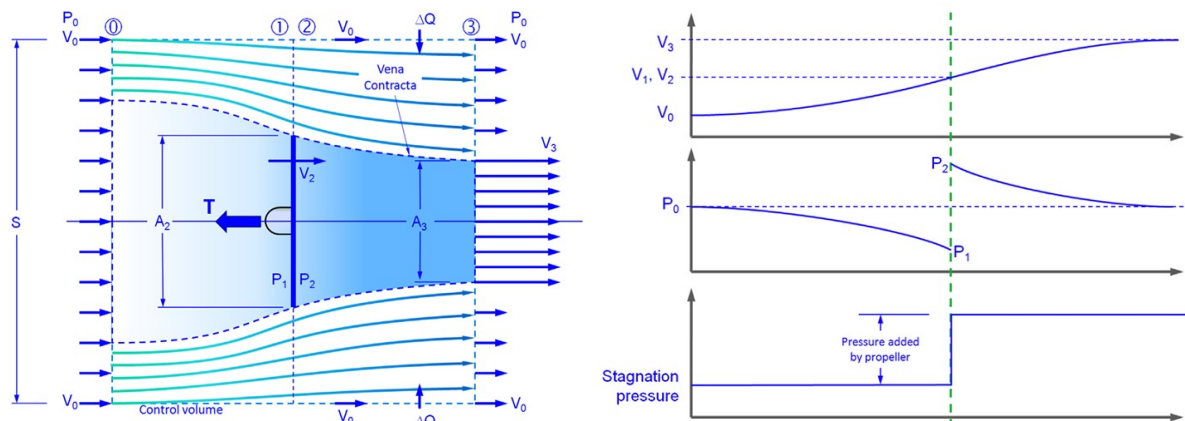
Figura 8 – Representação das forças e velocidades na seção da pá de hélices.



Fonte: Elaborado por Silva (2023).

Para uma análise global do desempenho propulsivo, é conveniente modelar a hélice como um disco atuador ideal, segundo a teoria do momento. Nesse modelo, ilustrado na Figura 9, a hélice é representada como uma superfície que impõe uma descontinuidade de pressão no escoamento, acelerando o fluido a jusante e produzindo empuxo. A teoria descreve a variação de velocidade e pressão ao longo do eixo da hélice, permitindo relacionar o empuxo e a potência requerida com o fluxo de massa e a diferença de velocidade induzida (Gudmundsson, 2014).

Figura 9 – Ilustração da teoria do disco atuador.



Fonte: Elaborado por Gudmundsson (2014).

O modelo do disco atuador é amplamente utilizado como base para o desenvolvimento de teorias mais completas, como o *Blade Element Momentum Theory* (BEMT), que combina a análise elementar de pá com o balanço de momento no escoamento. Esse conhecimento é essencial para a interpretação experimental do desempenho propulsivo em regimes de empuxo estático, foco deste trabalho.

2.2 FUNDAMENTO DE AEROACÚSTICA DE HÉLICES

O ruído gerado por hélices resulta das forças aerodinâmicas não estacionárias e das interações do escoamento com as pás e suas extremidades. As variações de pressão em torno das pás produzem flutuações acústicas que se propagam como ondas sonoras no ar. A intensidade sonora I associada a esse campo é expressa pela Eq. 1, em que ρ_0 representa a densidade do ar e c_0 a velocidade do som.

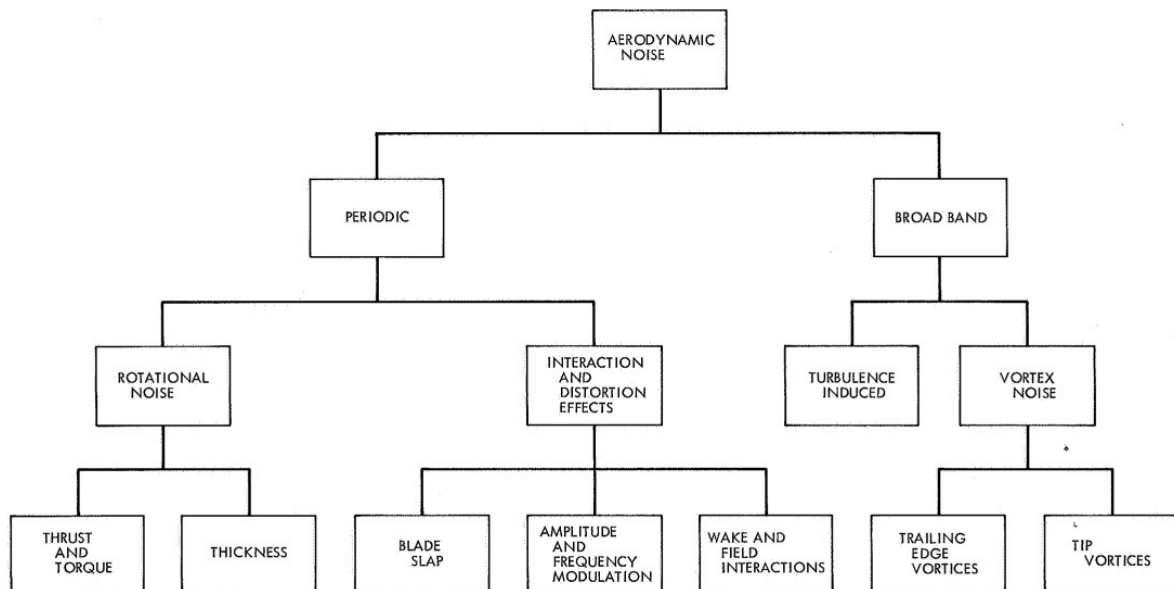
$$I = \frac{p'(t)^2}{\rho_0 c_0} \quad (1)$$

A magnitude do ruído é usualmente representada pelo nível de pressão sonora (*Sound Pressure Level* — SPL), definido em decibéis (dB) segundo a Eq. 2, onde p_{rms} é o valor eficaz da flutuação de pressão e $p_{ref} = 20 \mu Pa$ é a pressão de referência no ar. A série temporal do sinal acústico revela as variações instantâneas de $p'(t)$, enquanto sua análise espectral permite identificar as frequências predominantes de emissão sonora.

$$SPL(dB) = 10 \log_{10} \left(\frac{p_{rms}^2}{p_{ref}^2} \right) = 20 \log_{10} \left(\frac{p_{rms}}{p_{ref}} \right) \quad (2)$$

A Figura 10 apresenta os principais mecanismos de geração de ruído em hélices, classificados como ruído de espessura, ruído de carga e ruído de vórtices, os quais se manifestam em diferentes faixas de frequência. Entre os componentes mais característicos do espectro acústico estão as frequências de passagem das pás (*Blade Passing Frequency* — BPF) e suas harmônicas, diretamente relacionadas à periodicidade do escoamento.

Figura 10 – Principais mecanismos de geração de ruído aerodinâmico.



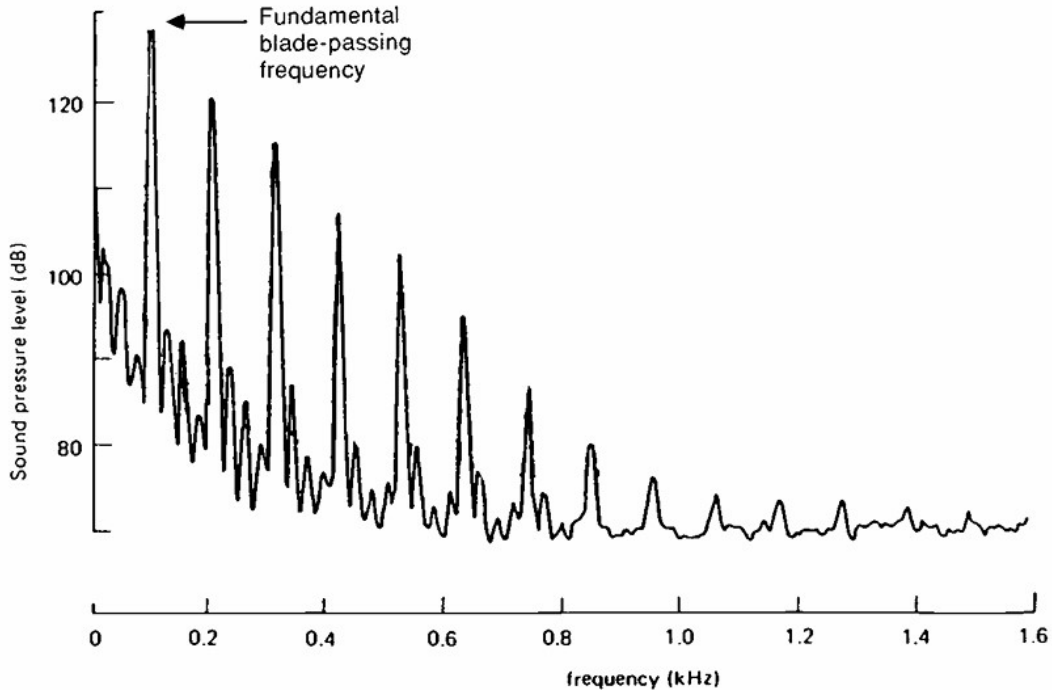
Fonte: Adaptado de Kurtz e Marte (1970).

A frequência fundamental de passagem das pás pode ser calculada pela Eq. 3, em que B é o número de pás e N é a rotação da hélice em rotações por minuto (RPM). O espectro típico de ruído de hélice,

apresentado na Figura 11, evidencia os picos correspondentes à f_{BPF} e a suas harmônicas, os quais podem ser identificados experimentalmente por meio da análise espectral dos sinais acústicos.

$$f_{\text{BPF}} = B \cdot \frac{N}{60} \quad (3)$$

Figura 11 – Padrão tonal característico da frequência de passagem das pás e suas harmônicas.



Fonte: Adaptado de Smith (1989).

A identificação e caracterização dessas componentes espectrais são fundamentais para compreender a influência da geometria da hélice e das condições operacionais sobre a emissão sonora. Em configurações mais complexas, como hélices em tandem, as interações entre os campos de pressão e velocidade induzidos tornam-se determinantes para o comportamento acústico, reforçando a importância de medições experimentais detalhadas e controladas.

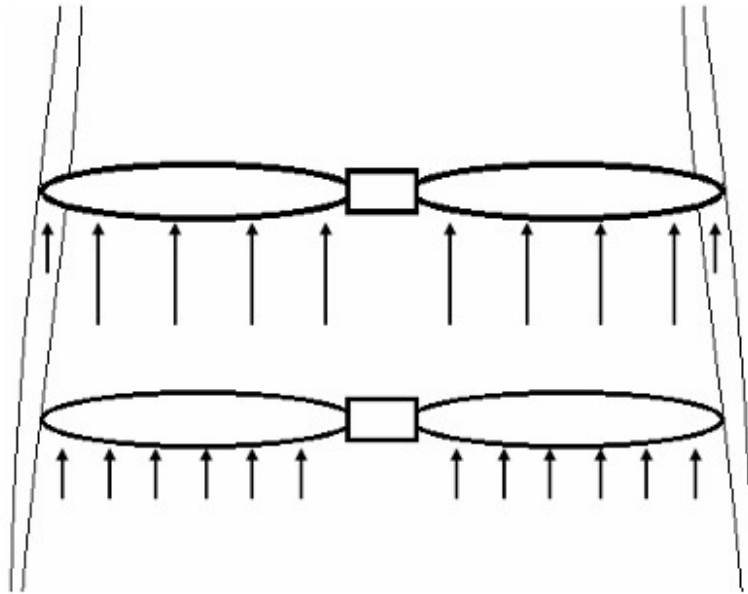
2.3 INTERAÇÕES AERODINÂMICAS E AEROACÚSTICAS

Em configurações com múltiplas hélices, como a configuração tandem, o escoamento gerado pela hélice a montante influencia diretamente o comportamento da hélice a jusante. Essa interação modifica a distribuição de velocidade induzida, a carga aerodinâmica e o campo de ruído resultante, como é ilustrado na Figura 12.

A análise experimental dessas interações é fundamental para compreender o compromisso entre eficiência propulsiva e emissão sonora. O estudo desses efeitos permite identificar condições operacionais em que o arranjo tandem possa oferecer vantagens de desempenho sem amplificar significativamente o ruído radiado.

Dessa forma, os conceitos discutidos nesta seção estabelecem o suporte teórico necessário para a execução e interpretação dos ensaios apresentados nas próximas seções, garantindo a coerência entre a

Figura 12 – Representação dos efeitos relacionados à interação aerodinâmica entre as hélices.



Fonte: Elaborado por Nichols (2014).

fundamentação teórica e os resultados experimentais.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A seção anterior apresentou os fundamentos teóricos que descrevem os princípios físicos da geração de empuxo por hélices, abordando desde os modelos de disco atuador até práticas experimentais. A partir desses conceitos, é possível compreender como o desempenho propulsivo está intrinsecamente relacionado às condições de escoamento, à geometria da hélice e configurações de montagem do sistema. No entanto, para a aplicação desses fundamentos em arranjos mais complexos e realistas, como configurações multi-hélice e sistemas elétricos distribuídos, torna-se necessário recorrer à literatura especializada, que discute as interações aerodinâmicas e os aspectos tecnológicos associados a essas novas arquiteturas. Nesta seção, são revisados os principais estudos e desenvolvimentos relacionados a hélices em tandem e aos sistemas propulsivos voltados à sustentabilidade aeronáutica, que fundamentam e orientam o desenvolvimento do presente trabalho.

3.1 HÉLICES EM TANDEM

Hélices co-rotativas em tandem constituem uma configuração propulsiva na qual duas hélices são dispostas ao longo de um mesmo eixo longitudinal, uma posicionada à frente da outra, ambas girando no mesmo sentido (co-rotativas). A Figura 13 apresenta um protótipo desse sistema sendo testado em um estudo experimental conduzido por McKAY *et al.* (2021). Essa configuração difere das hélices contra-rotativas, nas quais as pás giram em sentidos opostos, embora ambas estejam alinhadas em tandem.

O arranjo em tandem busca aumentar a densidade de empuxo por unidade de área frontal, tornando-se especialmente atrativo em aplicações que exigem alta eficiência propulsiva em volumes compactos. Além disso, a co-rotação oferece uma simplificação mecânica relevante, ao eliminar a necessidade de eixos concêntricos ou sistemas de engrenagens complexos típicos das configurações contra-rotativas (Mckay *et al.*, 2021).

Figura 13 – Exemplo de hélices em tandem.



Fonte: Elaborado por McKAY *et al.* (2021).

Apesar das vantagens estruturais e de densidade de empuxo, o uso de hélices co-rotativas em tandem introduz desafios aerodinâmicos e aeroacústicos significativos. A hélice a jusante opera em um campo de escoamento já perturbado pela esteira helicoidal da hélice a montante, caracterizado por flutuações de velocidade e vórtices. Essa interação resulta em variações espaciais do ângulo de ataque induzido, podendo ocasionar perdas de eficiência, aumento do ruído tonal e comportamento não linear do sistema (Nichols, 2014; Turhan *et al.*, 2024).

Modelos simplificados, como o método de momento de elemento de pá (BEMT), permitem prever de forma preliminar os efeitos de interferência, mas sua aplicação a sistemas tandem requer adaptações que considerem a não uniformidade do campo induzido e o acoplamento entre as hélices (Mazuco; Silva, 2025). Assim, a investigação experimental se torna fundamental para compreender o desempenho real dessas configurações, justificando a adoção de ensaios em túnel de vento no presente trabalho.

3.2 SISTEMAS PROPULSIVOS PARA AERONAVES SUSTENTÁVEIS

O desenvolvimento de aeronaves sustentáveis tem impulsionado uma revisão completa dos conceitos de propulsão convencional, levando à adoção de sistemas elétricos, híbridos e distribuídos. Nesse contexto, as hélices voltam a ocupar papel central na propulsão aérea, especialmente em aeronaves regionais elétricas e veículos de decolagem e pouso vertical (eVTOL), devido à sua alta eficiência em baixas velocidades e à possibilidade de controle vetorial de empuxo (Gudmundsson, 2014).

A propulsão distribuída, conceito que se baseia na utilização de múltiplas hélices menores estrategicamente posicionadas na aeronave, permite reduzir o diâmetro de cada unidade e, conseqüentemente, o ruído tonal associado à carga aerodinâmica das pás. Além disso, distribui-se o empuxo total de forma mais eficiente, o que pode reduzir o arrasto induzido e otimizar o desempenho em regimes de decolagem e cruzeiro (Granata *et al.*, 2024).

Figura 14 – Aplicação de sistemas propulsivos em tandem no protótipo da EVE Air Mobility.



Fonte: Adaptado de Chellini (2025).

Nesse cenário, as configurações tandem também emergem como alternativas promissoras para sistemas elétricos, uma vez que permitem aumentar o empuxo total em uma mesma linha de propulsão sem acréscimo significativo de área frontal ou complexidade estrutural. Aplicações recentes em

eVTOLs e aeronaves regionais, como o protótipo da EVE Air Mobility apresentado na Figura 14, ilustram a aplicação prática desses conceitos em busca de soluções que conciliem eficiência energética e mitigação de ruído.

O avanço dessas tecnologias é fortemente impulsionado pela crescente preocupação ambiental e pela busca por aeronaves com menor pegada de carbono. A integração de sistemas elétricos distribuídos com hélices em tandem, portanto, representa um campo promissor de pesquisa para o desenvolvimento de plataformas de propulsão silenciosas, eficientes e compatíveis com os requisitos de sustentabilidade que devem nortear a aviação nas próximas décadas.

4 METODOLOGIA EXPERIMENTAL

A seção anterior apresentou os principais estudos e configurações propulsivas de hélices em tandem e sistemas de propulsão sustentável, destacando avanços e lacunas na caracterização aerodinâmica e acústica desses arranjos. Com base nessas discussões, esta seção descreve a metodologia experimental adotada para investigar o desempenho propulsivo e o comportamento aeroacústico de um sistema de hélices co-rotativas em tandem. As etapas do estudo foram planejadas para garantir dados confiáveis, abrangendo o projeto e a montagem do aparato experimental, o modelo geométrico da hélice e sua configuração de instalação, os sistemas de instrumentação e técnicas de medição, além das configurações testadas e dos métodos de processamento e análise dos dados propulsivos e aeroacústicos.

4.1 MODELO DA HÉLICE E CONFIGURAÇÃO DE MONTAGEM

Os dados geométricos da hélice foram obtidos a partir do site do fabricante Advanced Precision Composites (2018), o qual fornece os parâmetros necessários que não podem ser calculados diretamente, como pode ser observado na Tabela 4.

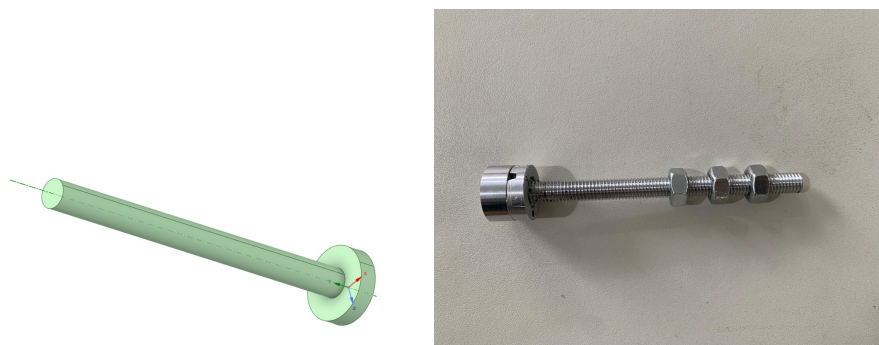
Tabela 4 – Informações de geometria da hélice utilizada.

Dados e informações	Valores	Unidade
Diâmetro da hélice (D_P)	0.3048	m
Passo (P_D)	0.2032	m
Diâmetro do Hub (D_H)	0.0381	m
Número de pás (N_B)	2	-

Fonte: Elaborado pelo autor.

A montagem do protótipo teve início a partir do projeto ilustrado na Figura 15, seguida pela usinagem de um eixo prolongado a ser acoplado ao motor. Essa extensão do eixo permite investigar o comportamento do sistema de propulsão, possibilitando ajustes no espaçamento entre as hélices. Em seguida, o eixo é conectado a um motor *brushless*, que é fixado em uma estrutura de suporte rígida, a qual posiciona o protótipo nas marcações de testes.

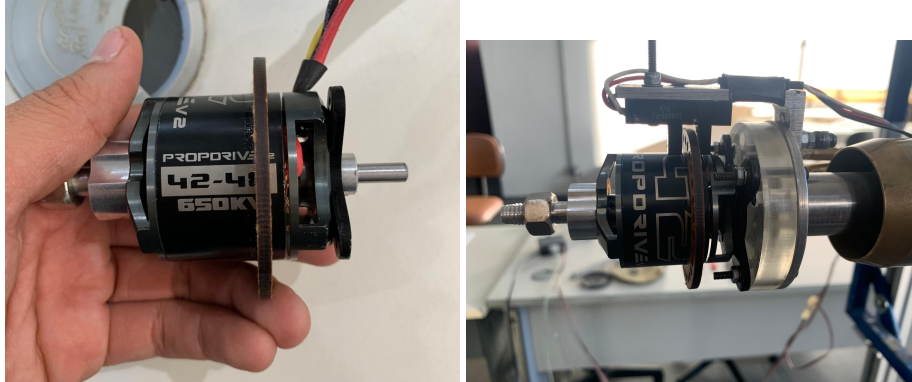
Figura 15 – Visualização do eixo estendido desenhado e usinado.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Devido à junção de duas hélices no mesmo eixo e motor, foi necessário reajustar cada componente da bancada. Após a troca do motor visando uma maior margem de torque suportado, o conjunto foi reinstalado na estrutura, como pode ser visto na Figura 16.

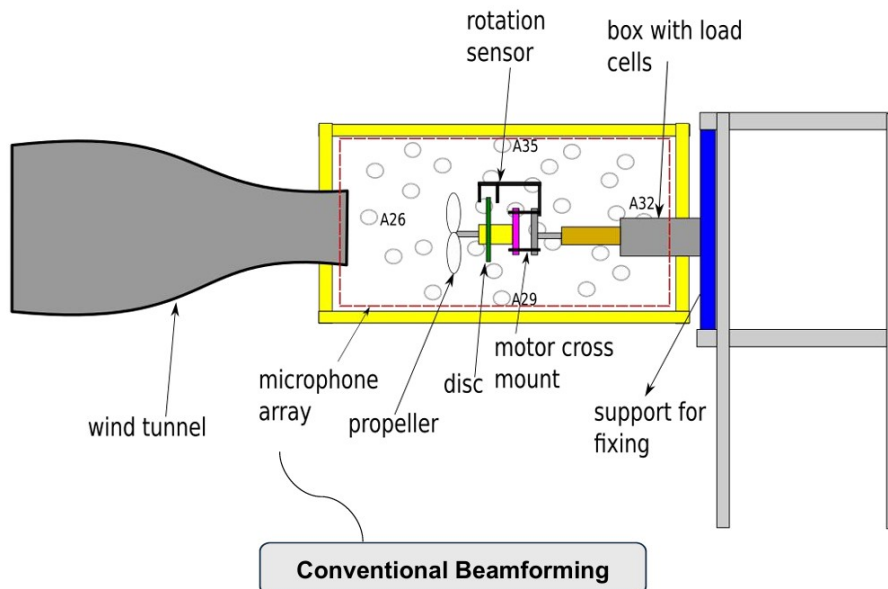
Figura 16 – Nova configuração da bancada de ensaios.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Por fim, a Figura 17 ilustra a bancada propulsiva posicionada de forma centralizada à rede de microfones do modelo *PCB Piezotronics 130 Series* disposta para a captação do sinal acústico emitido pelos rotores. A antena é formada por 24 microfones posicionados estrategicamente para a captação do ruído no plano das hélices (Pagani, 2014).

Figura 17 – Desenho esquemático da bancada experimental.



Fonte: Elaborado por Cardoso (2025).

4.2 INSTRUMENTAÇÃO E TÉCNICAS DE MEDIÇÃO

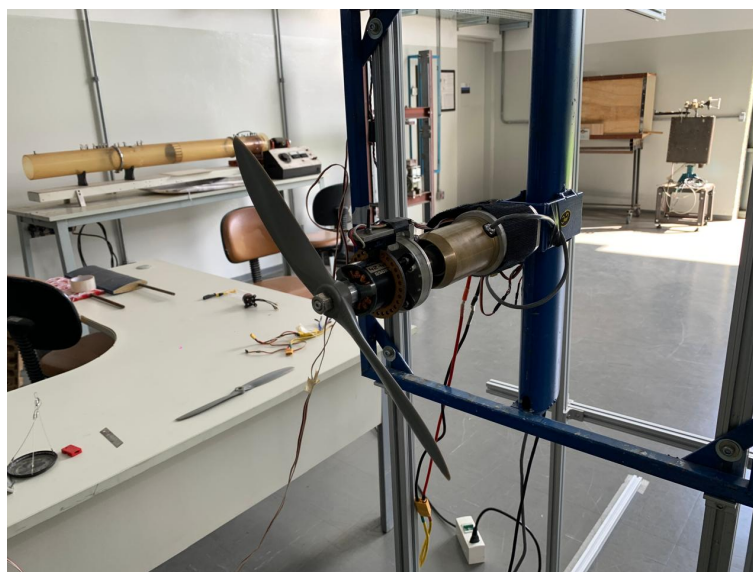
4.2.1 Aparato propulsivo

O conjunto propulsivo experimental, responsável por gerar e medir as forças e momentos aerodinâmicos da hélice, foi montado em uma bancada de ensaios customizada. A concepção desta bancada

visa garantir a medição direta e precisa da tração e do torque, uma abordagem que se diferencia da metodologia adotada por Nichols (2014), que pode se basear em métodos simplificados, como a medição de parâmetros elétricos do motor.

A estrutura geral do aparato pode ser observada na Figura 18. Nesta imagem, visualiza-se o motor elétrico *brushless* acoplado ao sistema de medição, que por sua vez está fixado a uma estrutura de suporte rígida. O projeto do suporte do motor foi concebido para isolar mecanicamente as cargas axiais (tração) das torcionais (torque), permitindo que cada componente de força seja medido de forma independente e com mínima contaminação cruzada.

Figura 18 – Bancada propulsiva instalada na estrutura.



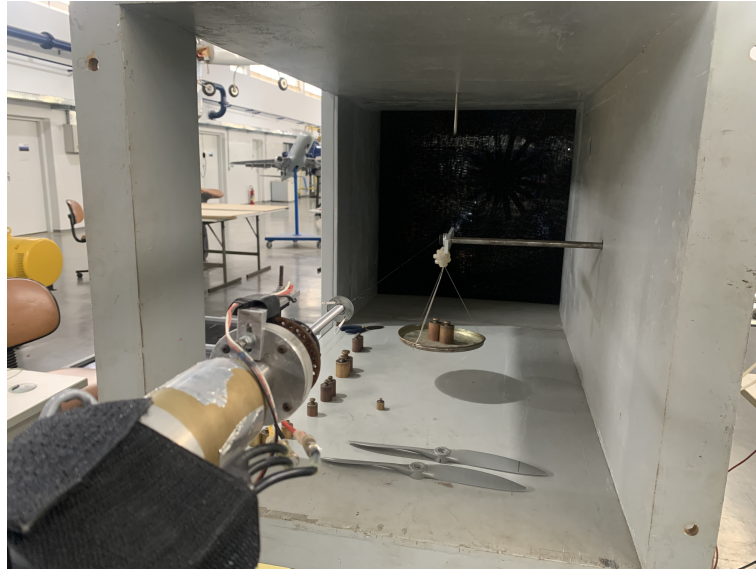
Fonte: Elaborado pelo Autor.

A instrumentação principal do sistema consiste em duas células de carga distintas e um sensor de rotação. A medição da tração é realizada por uma célula de carga configurada para registrar forças ao longo do eixo do motor, com uma faixa de medição máxima de 200 N. O torque é medido por uma segunda célula de carga, montada de forma a captar o momento de reação gerado pela rotação do motor, operando com um limite de 5 N·m. Para garantir a exatidão e a confiabilidade dos dados, um rigoroso processo de calibração foi executado, conforme ilustrado na Figura 19. Neste procedimento, massas-padrão de precisão e um braço de alavanca de comprimento conhecido foram utilizados para aplicar cargas e torques controlados e conhecidos. Este método permitiu verificar a linearidade e repetibilidade das respostas dos sensores em toda a sua faixa de operação.

Adicionalmente, a velocidade de rotação do eixo é aferida com alta precisão por um encoder óptico acoplado ao motor, que possui uma faixa de medição de 19.000 rotações por minuto. A alta resolução deste sensor é fundamental para capturar pequenas variações na velocidade de rotação e para correlacionar com precisão o desempenho aerodinâmico com o regime de operação.

Os sinais analógicos provenientes das células de carga e do encoder são adquiridos simultaneamente por um sistema de aquisição de dados com uma frequência de amostragem de 1000 Hz. Para cada ponto de operação analisado, os dados são registrados durante um intervalo de 80 segundos. Posteriormente, uma média temporal é aplicada aos sinais para mitigar flutuações de alta frequência e ruídos inerentes

Figura 19 – Calibração da bancada propulsiva.



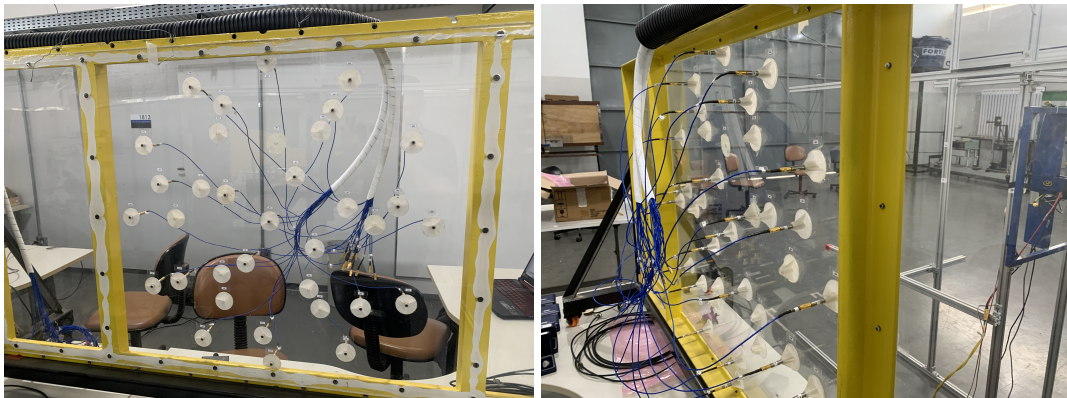
Fonte: Elaborado pelo Autor.

ao sistema, resultando em valores estáveis e representativos de tração, torque e rotação. Por fim, uma análise de propagação de incertezas foi realizada para quantificar os erros sistemáticos e aleatórios associados às medições.

4.2.2 Beamforming convencional

A técnica de *beamforming* convencional (CBF, *Conventional Beamforming*) foi empregada para a identificação e o mapeamento das fontes acústicas associadas ao funcionamento das hélices co-rotativas em tandem. O método tem como objetivo estimar a posição de uma fonte sonora a partir de dados de pressão medidos em múltiplas posições de um arranjo de microfones, ilustrado na Figura 20. Isso permite separar as ondas acústicas provenientes da região de interesse de outras perturbações externas, como ruído proveniente da esteira gerada pelo sistema propulsivo (Amaral; Rico; Medeiros, 2018; Pagani, 2014), além de melhorar significativamente a razão sinal-ruído ao atenuar componentes indesejados do escoamento e do ambiente experimental.

Figura 20 – Arranjo de microfones utilizado para a aquisição dos sinais de pressão sonora.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Considera-se um domínio \mathcal{C} definido por um plano de possíveis posições de fontes acústicas, no qual se assume uma fonte acústica monopolo compacta. Um arranjo de N microfones é posicionado em um plano \mathcal{M} , de forma que as posições dos microfones são representadas por m_1, m_2, \dots, m_n , e o ponto de referência (origem) é denotado por o . A distribuição geométrica dos microfones utilizados neste trabalho é apresentada na Figura 21. A pressão medida no microfone localizado em o , proveniente de uma fonte situada em s , é dada por:

$$p(o, s) = q_s \frac{\exp(-ikr_{o,s})}{4\pi r_{o,s}}, \quad (1)$$

onde q_s é a amplitude da fonte acústica e $r_{o,s}$ é a distância entre a fonte e o ponto o . Assim, a pressão medida no n -ésimo microfone é:

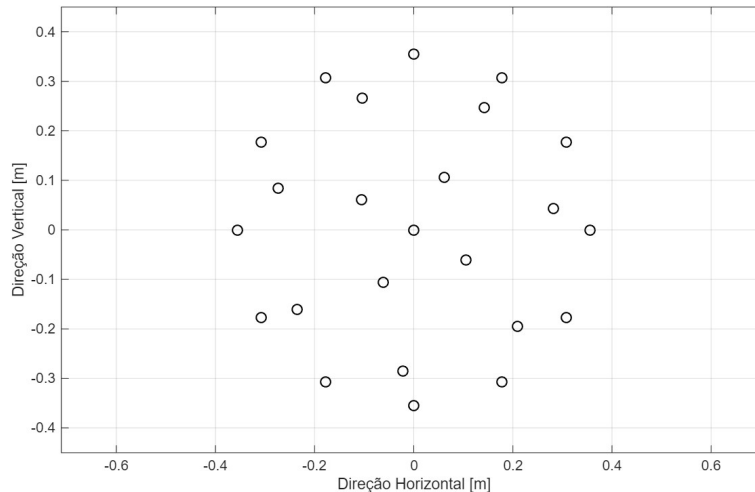
$$p(m_n, s) = q_s \frac{\exp(-ikr_{m_n,s})}{4\pi r_{m_n,s}}, \quad (2)$$

podendo ser reescrita em função de uma função de transferência $g(o, s, m_n)$ entre o microfone de referência e o microfone n :

$$p(m_n, s) = g(o, s, m_n) \cdot p(o, s), \quad (3)$$

$$g(o, s, m_n) = \frac{r_{o,s}}{r_{m_n,s}} \exp[ik(r_{o,s} - r_{m_n,s})]. \quad (4)$$

Figura 21 – Distribuição geométrica das posições (m_n) dos microfones no plano \mathcal{M} .



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Essa função de transferência contém correções convectivas entre os microfones e os pontos de malha, considerando a propagação do som em um ambiente calmo (sem escoamento a montante) (Amaral; Rico; Medeiros, 2018). De forma análoga, para um ponto assumido l (hipótese de fonte), a pressão medida no n -ésimo microfone pode ser escrita como:

$$p(m_n, l) = g(o, l, m_n) \cdot q(o, l), \quad (5)$$

onde $q(o, l)$ é a pressão medida no ponto de referência proveniente da fonte assumida em l . O objetivo do *beamforming* convencional é minimizar o erro entre a pressão medida por cada microfone e a pressão estimada para uma fonte assumida, o que pode ser formulado como um problema de regressão linear, dado por:

$$J(o, l) = \sum_{n=1}^N |g(o, l, m_n) \cdot q(o, l) - p(m_n, s)|^2. \quad (6)$$

O valor de $J(o, l)$ é minimizado quando a derivada da função de custo em relação à amplitude da fonte é nula, resultando na estimativa da pressão acústica associada ao ponto l . O processamento é repetido para todos os pontos da malha \mathcal{C} , gerando um mapa espacial de níveis de pressão sonora, denominado *mapa de beamforming*.

A técnica foi aplicada a partir dos sinais medidos simultaneamente por todos os microfones da antena e digitalizados pelo sistema de aquisição de dados Figura 22.

Figura 22 – Sistema de aquisição de dados de perturbação de pressão.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Esses sinais são então processados no domínio da frequência por meio da matriz de espectros cruzados (*Cross-Spectral Matrix* — CSM). Esse procedimento permite a reconstrução do campo acústico sobre o plano de observação, possibilitando a identificação das regiões dominantes de emissão sonora.

4.3 CONFIGURAÇÕES TESTADAS

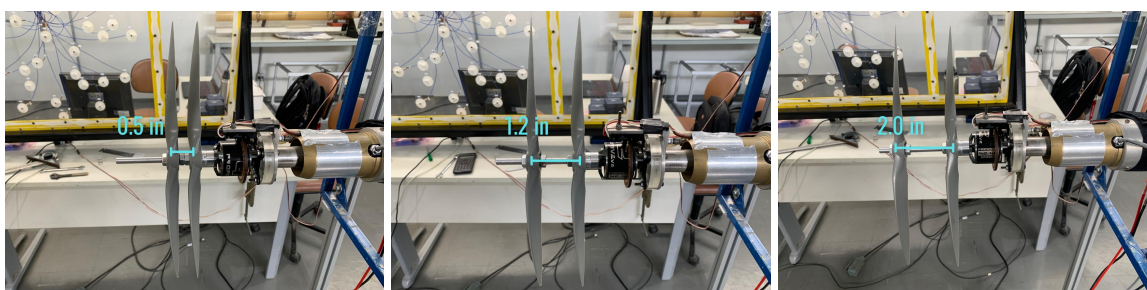
Os experimentos foram conduzidos com o objetivo de investigar a influência da interação entre hélices co-rotativas dispostas em configuração tandem, bem como de estabelecer uma comparação direta com o desempenho de uma hélice isolada. Dessa forma, foram avaliadas tanto condições com uma única hélice quanto arranjos com duas hélices idênticas montadas em sequência ao longo do

mesmo eixo de rotação, operando de forma co-rotativa, ou seja, girando no mesmo sentido e sob a mesma velocidade angular.

Nas configurações em tandem, dois parâmetros principais foram variados: o espaçamento axial (S) entre as hélices e o ângulo de fase relativo (ψ) entre as posições angulares das pás das hélices frontal e traseira. Esses parâmetros foram definidos de modo a abranger diferentes intensidades de interação entre os escoamentos gerados pelas hélices.

O espaçamento axial S , ilustrado na Figura 23, corresponde à distância entre os planos de rotação das duas hélices. Três valores foram testados: $S = 0.5$ in, $S = 1.2$ in e $S = 2.0$ in. A menor separação representa a condição denominada “*stacked*”, na qual as hélices são praticamente sobrepostas, enquanto as demais distâncias permitem analisar gradualmente a influência da separação axial sobre o escoamento induzido e sobre o desempenho propulsivo.

Figura 23 – Diferentes distâncias axiais entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

O ângulo de fase ψ , por sua vez, corresponde ao deslocamento angular entre as posições de referência das pás de cada hélice, como mostrado na Figura 24. Foram avaliados três valores: $\psi = 0^\circ$, $\psi = 45^\circ$ e $\psi = 90^\circ$. Essa variação permite investigar de que forma o desalinhamento angular entre as pás modifica o padrão de interação entre os vórtices de ponta de pá e o escoamento de esteira da hélice montante, afetando tanto o desempenho quanto as características acústicas do conjunto.

Figura 24 – Diferentes ângulos de fase entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

A Tabela 5 resume todas as combinações experimentais testadas, totalizando vinte e sete (27) configurações em tandem, além da condição de hélice isolada utilizada como referência. Em todas as campanhas de ensaios experimentais, as hélices foram operadas sob a mesma faixa de rotações, garantindo que as variações observadas nos resultados sejam atribuídas exclusivamente aos efeitos de

interação entre as hélices. Posteriormente, o efeito da variação de velocidade de rotação foi explorado e avaliado.

Tabela 5 – Configurações combinadas nos experimentos dinâmicos.

RPM	Espaçamento Axial (S/D)	Ângulo de Fase (ψ)
4000	0.5 in (Stacked)	0°
		45°
		90°
	1.2 in	0°
		45°
		90°
	2.0 in	0°
		45°
		90°
5000	0.5 in (Stacked)	0°
		45°
		90°
	1.2 in	0°
		45°
		90°
	2.0 in	0°
		45°
		90°
6000	0.5 in (Stacked)	0°
		45°
		90°
	1.2 in	0°
		45°
		90°
	2.0 in	0°
		45°
		90°

Fonte: Elaborado pelo Autor.

4.4 TRATAMENTO DE DADOS

4.4.1 Dados Propulsivos

A partir dos valores experimentais medidos para o empuxo (T), o torque (Q) e a velocidade de rotação (n), foram calculados diversos coeficientes adimensionais essenciais para a caracterização do desempenho aerodinâmico do sistema propulsivo. Estes coeficientes permitem uma análise comparativa e escalável do sistema.

O coeficiente de empuxo (C_T), que relaciona a força propulsiva gerada com a densidade do ar (ρ), a velocidade de rotação e as dimensões das hélices (diâmetro D), é dado pela Equação 7:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (7)$$

Em seguida, o coeficiente de potência (C_P), que representa a potência de entrada necessária para a rotação (relacionada ao torque Q), é calculado conforme a Equação 8:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (8)$$

Para avaliar a qualidade do desempenho propulsivo da hélice, especialmente em condições de baixa velocidade ou próximo ao regime de transição para voo pairado, a Figura de Mérito (FM) é calculada a partir dos coeficientes adimensionais de empuxo e potência. Essa abordagem é mais adequada para hélices, pois independe da velocidade angular absoluta e das dimensões físicas, permitindo comparações consistentes entre diferentes configurações. Assim, a Figura de Mérito é definida conforme a Equação 9:

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{C_P} \quad (9)$$

Finalmente, a Figura de Mérito normalizada (FM_{ratio}) é empregada para comparar o desempenho medido do sistema propulsivo (FM) em comparação à hélice individual (FM_{ind}), fornecendo uma métrica para a avaliação da eficiência propulsiva, conforme a Equação 10:

$$FM_{ratio} = \frac{FM(RPM, Gap, Phase)}{FM_{ind}(RPM)} \quad (10)$$

Os dados experimentais de empuxo, torque e rotação foram adquiridos por meio de sensores acoplados ao sistema de propulsão e registrados em tempo real utilizando o software Labview, responsável pela interface de monitoramento da bancada de testes.

A aquisição de dados foi realizada com uma taxa de amostragem de 1.05 Hz (1.05 amostras por segundo), buscando uma resolução adequada mesmo em condições de pequenas variações. Para cada condição de teste, as quais são definidas pelo ajuste geométrico (espaçamento axial e ângulo de fase) e regime de operação (RPM), o sistema foi mantido em regime estacionário por aproximadamente 80 segundos, durante os quais os dados foram continuamente registrados.

Com o objetivo de garantir a confiabilidade dos resultados, os dados brutos passaram por um processo de tratamento estatístico, que incluiu:

- Cálculo da média aritmética dos valores válidos Eq.11;

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (11)$$

- Cálculo do desvio padrão amostral, utilizado para estimar a variabilidade dos dados Eq.12;

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2} \quad (12)$$

Onde x_i representa cada amostra individual, \bar{x} é a média das amostras, N é o número total de amostras após o descarte dos outliers, e σ é o desvio padrão.

Esse procedimento de filtragem e análise estatística contribuiu para minimizar os efeitos de ruídos elétricos, vibrações estruturais e variações transitórias, buscando maior precisão e repetibilidade nos dados utilizados para a validação do modelo numérico.

4.4.2 Dados Aeroacústicos

A análise aeroacústica baseou-se nos sinais de pressão sonora adquiridos por uma matriz de microfones posicionada ao lado da bancada experimental. No total, foram utilizados 24 microfones, correspondentes às posições 1 a 5 e 17 a 35 do arranjo completo da antena acústica. A região de interesse para o beamforming abrangeu uma área retangular de aproximadamente 100 cm × 110 cm, englobando o plano das hélices e o campo imediato de formação do escoamento.

Os sinais foram adquiridos durante 16 segundos, com taxa de amostragem de 51.2 kHz, garantindo resolução temporal suficiente para capturar componentes tonais associadas à frequência de passagem das pás e suas harmônicas. A análise espectral foi realizada por meio do método de Welch, utilizando 99 blocos, janela de Hanning e 75% de overlap, o que assegurou boa resolução espectral e redução da variância do estimador. A discretização final do espectro resultou em uma resolução de 3.125 Hz.

A partir dos sinais temporais $p(t)$ obtidos por cada microfone, a potência acústica média foi calculada nos domínios temporal e espectral, conforme a definição da densidade espectral de potência (Power Spectral Density — PSD):

$$P = \frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt = \frac{1}{2\pi T} \int_{-\infty}^{\infty} |\hat{p}(\omega)|^2 d\omega \quad (13)$$

A PSD descreve a distribuição de energia acústica com a frequência e constitui a base para todas as métricas espectrais avaliadas ao longo do estudo.

4.4.2.1 Análise Espectral e OASPL

A análise espectral permitiu identificar as principais componentes tonais e de banda larga do ruído gerado pelo conjunto de hélices. Particular atenção foi dada às frequências de passagem das pás (Blade Passing Frequency — BPF) e suas harmônicas, que constituem os picos tonais dominantes nas configurações avaliadas.

O nível global de pressão sonora foi quantificado por meio do *Overall Sound Pressure Level* (OSPL), definido por:

$$OSPL = 10 \log_{10} \left(\frac{1}{p_{\text{ref}}^2} \int_{f_{\text{min}}}^{f_{\text{max}}} p^2(f) df \right) \quad (14)$$

onde $p_{\text{ref}} = 20, \mu\text{Pa}$ é a pressão acústica de referência. Essa métrica indica a energia total radiada pelo sistema, embora não incorpore efeitos de ponderação relacionados à percepção humana.

O conjunto de procedimentos descritos (aquisição, pré-processamento, análise espectral e organização dos dados) possibilitou a construção de mapas acústicos via beamforming, bem como a comparação direta entre configurações geométricas distintas das hélices em tandem, permitindo uma avaliação detalhada da influência do espaçamento axial e do ângulo de fase na emissão de ruído.

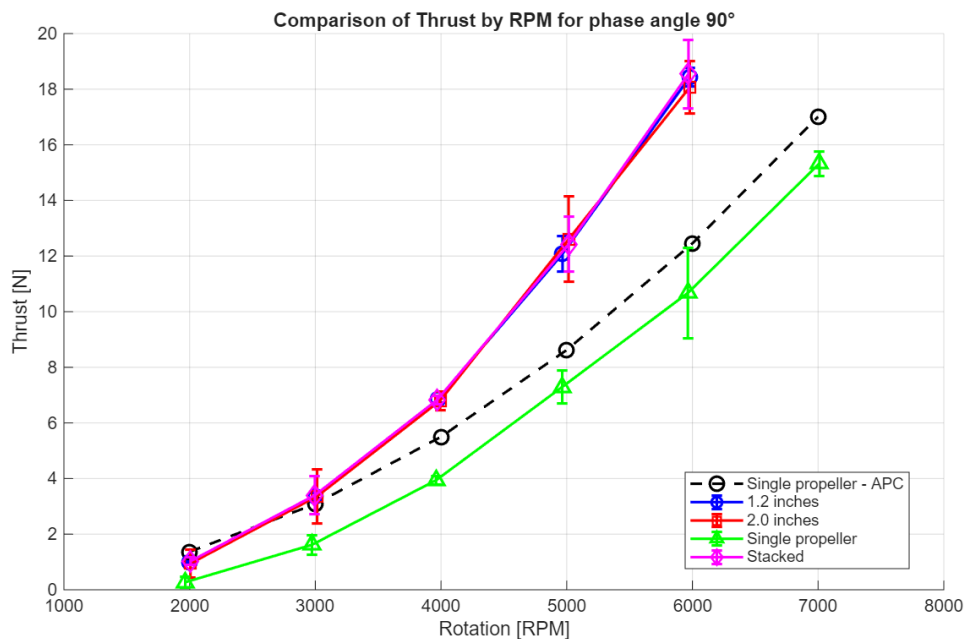
5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A presente seção tem como objetivo apresentar e discutir os resultados experimentais obtidos nos ensaios realizados para avaliação do desempenho propulsivo e aeroacústico das hélices co-rotativas em tandem. As análises abordam o comportamento aerodinâmico do sistema em termos de empuxo, potência e eficiência em tração estática (Figura de Mérito), considerando as variações geométricas impostas ao conjunto, o espaçamento axial e o ângulo de fase entre as hélices. Paralelamente, investiga-se a assinatura acústica por meio do nível global de pressão sonora (OSPL) e da densidade espectral de potência (PSD), com foco na influência da interação aerodinâmica entre as hélices sobre a geração de ruído e de banda larga (turbulência de esteira). Os resultados revelam que, embora configurações de alta performance propulsiva frequentemente elevem o ruído, é possível obter ganhos simultâneos em empuxo e eficiência com redução significativa do OSPL ao otimizar o espaçamento axial e o ângulo de fase.

5.1 ANÁLISE AERODINÂMICA E PROPULSIVA DAS HÉLICES

A Figura 25 apresenta a variação do empuxo em função da rotação (RPM) para diferentes espaçamentos axiais entre as hélices, considerando o ângulo de fase de 90° como exemplo. Observa-se um comportamento de crescimento do empuxo com o aumento da rotação, tendência esperada para o regime de operação estática. Os demais resultados relacionados aos casos de 0° e 45° estão disponíveis no Apêndice A.

Figura 25 – Variação do empuxo estático em função da frequência de rotação.



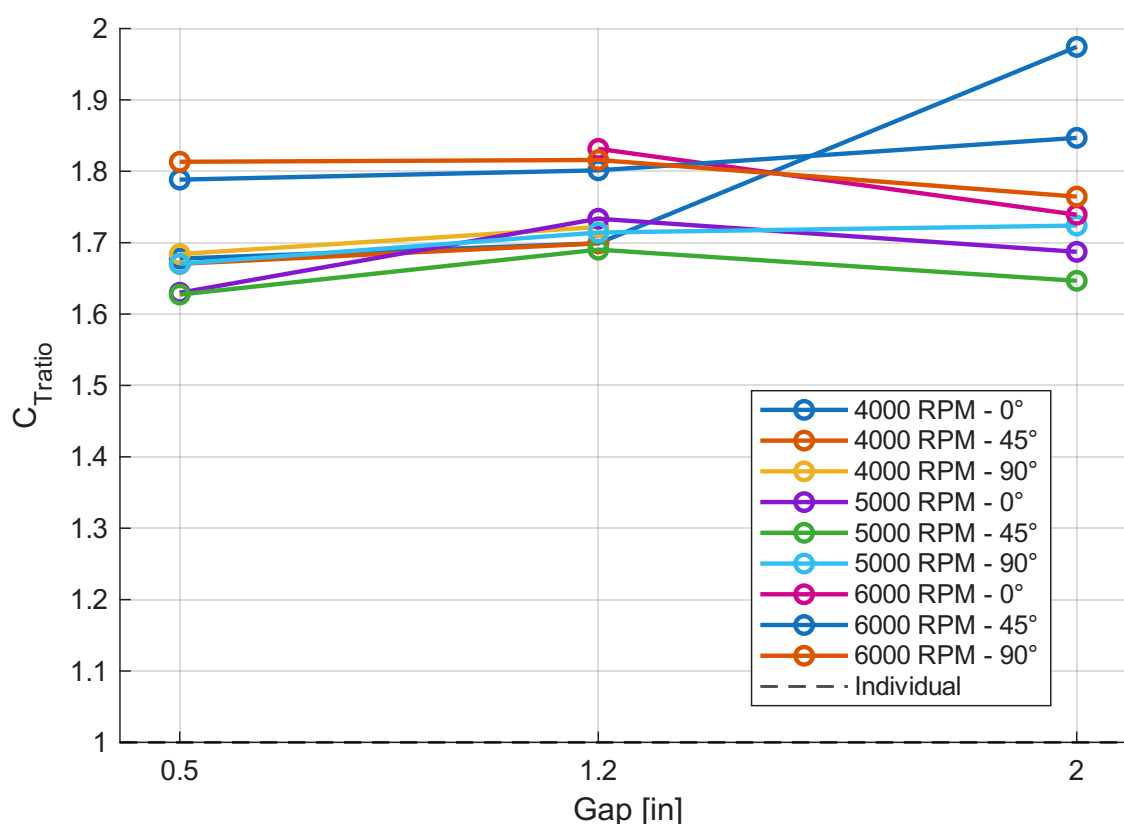
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Nota-se, que o empuxo produzido pelo conjunto tandem é superior ao da hélice individual independente dos espaçamentos. Contudo, especialmente na configuração *stacked* (0.5 in), é observado uma forte interferência da esteira da hélice dianteira sobre a traseira, resultando no menor empuxo gerado dentre as configurações avaliadas. À medida que o espaçamento aumenta (1.2 in e 2.0 in), a eficiência de recuperação do escoamento melhora, resultando no aumento do empuxo em relação ao valor obtido pela hélice isolada. Esse comportamento está em concordância com o observado em trabalhos de referência Nichols (2014), que relatam aumento da tração quando as hélices operam em regiões de baixa interação de vórtices.

5.1.1 Influência do espaçamento entre as hélices no empuxo

A Figura 26 mostra o comportamento do coeficiente de empuxo adimensional (C_T) em função do espaçamento axial para diferentes ângulos de fase e rotações. Nota-se que o C_T tende a aumentar com o espaçamento, apresentando um leve pico em aproximadamente 1.2 in. Para valores maiores, observa-se uma redução em 2.0in, embora ainda mantendo níveis superiores aos obtidos para espaçamentos menores que 1.2 in. Dessa forma, o comportamento configura como um pico local seguido de um declínio moderado. Em espaçamentos reduzidos, a sobreposição de esteiras intensifica os gradientes de velocidade e o ângulo de ataque efetivo em parte das pás da hélice a jusante, o que resulta em perda de sustentação e menor empuxo global.

Figura 26 – Comportamento do empuxo com a variação de espaçamento entre as hélices.



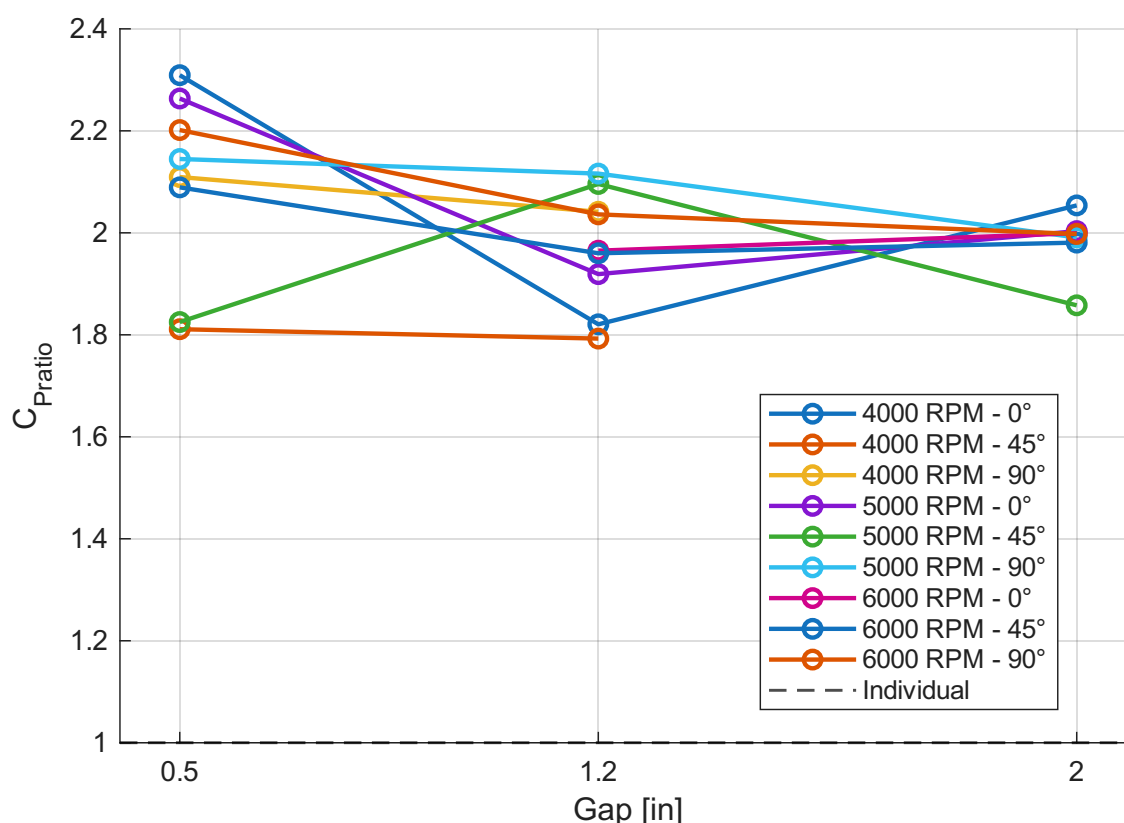
Fonte: Elaborado pelo Autor.

O aumento progressivo do espaçamento atenua esses efeitos, permitindo uma recuperação parcial

da uniformidade do escoamento incidente na segunda hélice. Essa tendência é observada de forma mais pronunciada em rotações mais elevadas (6000 RPM), nas quais a magnitude do campo induzido é maior.

A Figura 27 apresenta o comportamento do coeficiente de potência (C_P) para as mesmas condições. Observa-se que o consumo de potência apresenta um comportamento diferente ao do empuxo, diminuindo levemente com o espaçamento na maioria dos casos. Sendo assim, o incremento de potência é proporcionalmente inferior ao aumento de empuxo, o que sugere uma melhora gradual na eficiência propulsiva do sistema.

Figura 27 – Comportamento da potência com a variação de espaçamento entre as hélices.



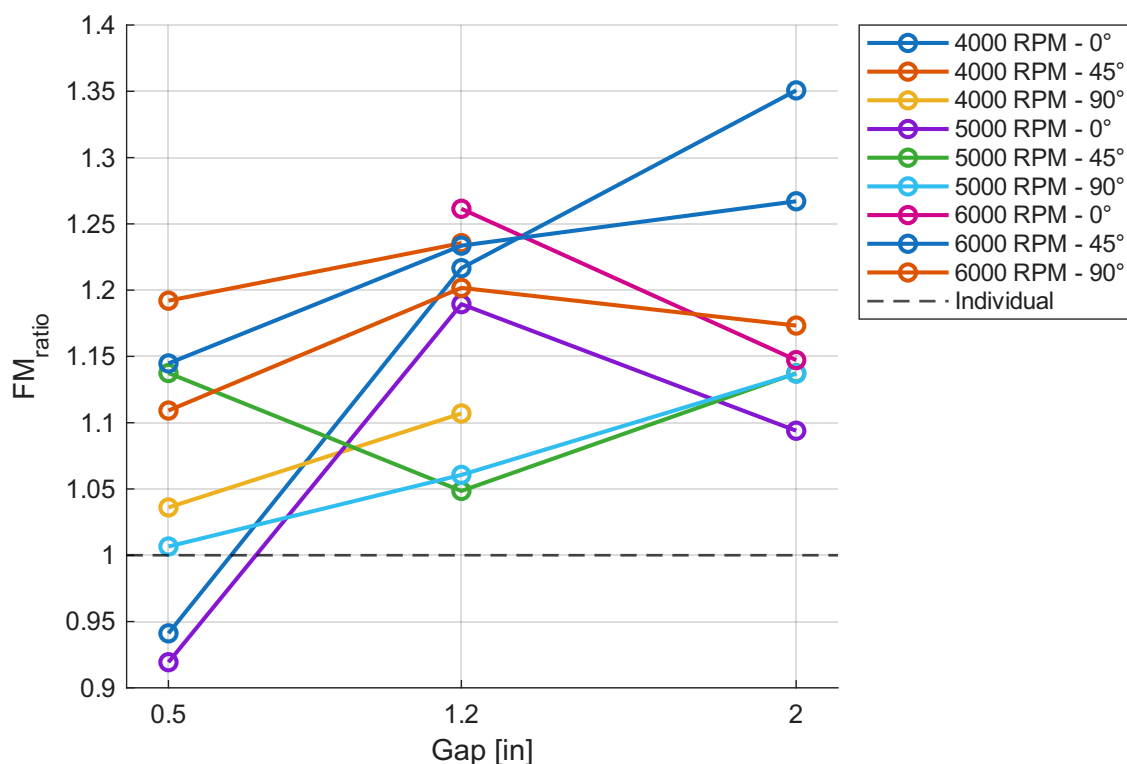
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Essa tendência é confirmada pela Figura 28, que mostra a Figura de Mérito (FM) normalizada em relação à hélice individual. Nota-se que o desempenho propulsivo aumenta consideravelmente entre as configurações *stacked* e 1.2 in, apresentando ganhos marginais adicionais até 2.0 in. Esse resultado indica que o espaçamento de 1.2 in representa uma configuração intermediária eficiente, na qual há um equilíbrio entre interferência de escoamento e aproveitamento da energia induzida pela hélice frontal. Por outro lado, algumas configurações apresentam crescimento gradual da eficiência com o aumento do espaçamento, chegando a valores maiores no espaçamento de 2.0 in.

5.1.2 Influência do ângulo de fase entre as hélices no empuxo

A variação do ângulo de fase entre as hélices tem papel relevante no comportamento aerodinâmico de configurações em tandem, pois altera a coincidência temporal entre as passagens das pás a jusante e

Figura 28 – Desempenho em tração estática com a variação de espaçamento entre as hélices.



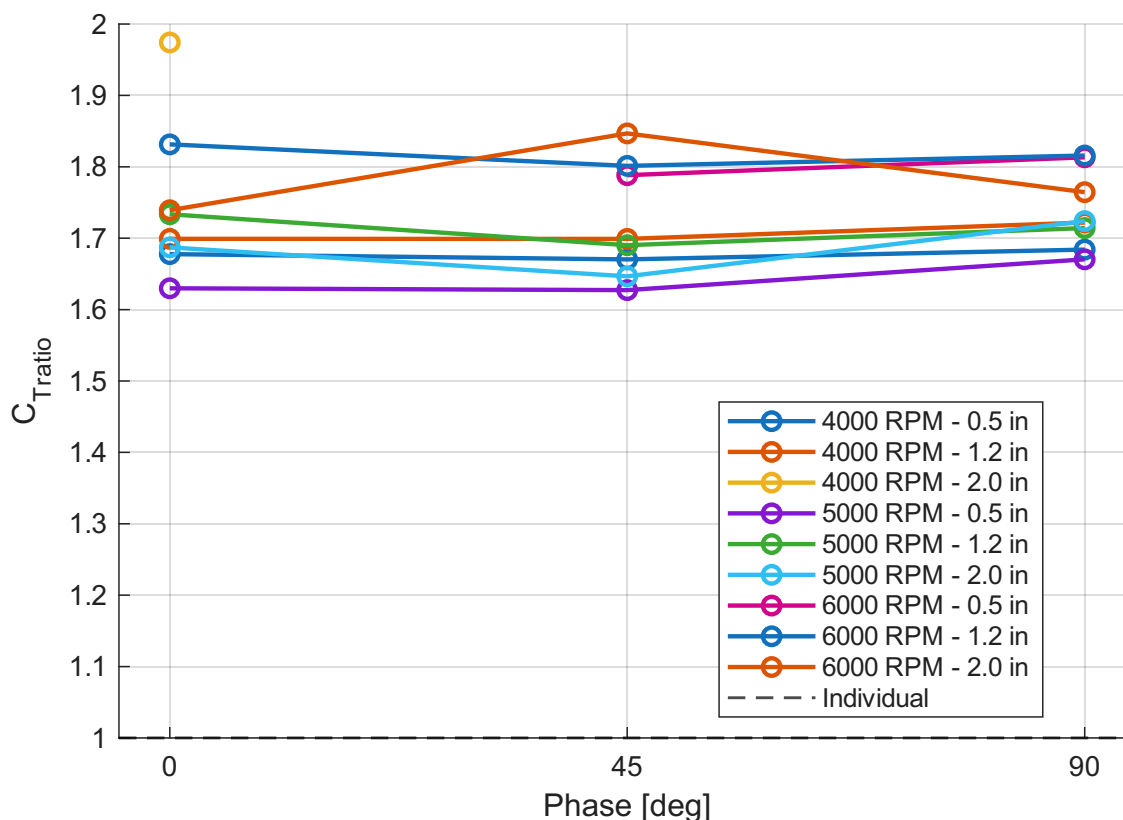
Fonte: Elaborado pelo Autor.

a montante e, conseqüentemente, o modo como as estruturas de vórtice interagem entre si. A Figura 29, Figura 30 e Figura 31 apresentam, respectivamente, os resultados experimentais do coeficiente de empuxo (C_T), coeficiente de potência (C_P) e Figura de Mérito (FM) normalizada em função do ângulo de fase, para diferentes espaçamentos axiais e rotações.

Na Figura 29, observa-se que o coeficiente de empuxo apresenta variação praticamente desprezível com a mudança de fase, mantendo-se estável entre 0° e 90° em todas as rotações testadas. Contudo, há uma leve tendência de aumento de C_T para o ângulo intermediário de 45° , especialmente na configuração de 2.0 in e 6000 RPM, onde o valor atinge aproximadamente 1.85 vezes o empuxo da hélice isolada. Esse comportamento sugere uma melhor sincronização entre as pás, resultando em menor interferência direta da esteira da hélice dianteira sobre a traseira. Já para espaçamentos reduzidos (0.5 in), o C_T tende a permanecer inferior, indicando que, nessa condição, o escoamento perturbado não se recupera suficientemente entre as hélices, independentemente do ângulo de fase.

A Figura 30 apresenta a variação do coeficiente de potência normalizado ($C_{P_{ratio}}$) em função do ângulo de fase para diferentes espaçamentos axiais e rotações. Observa-se que, para todas as condições, o $C_{P_{ratio}}$ é sistematicamente superior à hélice individual, refletindo o aumento esperado de torque devido à carga aerodinâmica adicional na hélice traseira. A influência do ângulo de fase é relativamente pequena, com variações suaves em torno do valor médio para cada combinação de RPM e espaçamento. Em 4000 RPM, as curvas são quase horizontais, indicando independência da fase. Já em 5000 e 6000 RPM, há uma leve tendência de redução do $C_{P_{ratio}}$ com o aumento da fase de 0° para 90° , especialmente nos espaçamentos maiores (1.2 in e 2.0 in), onde o consumo de potência cai consideravelmente em 90° em relação a 0° . Para o espaçamento mínimo (0.5 in), o $C_{P_{ratio}}$ permanece

Figura 29 – Comportamento do empuxo com a variação do ângulo de fase entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

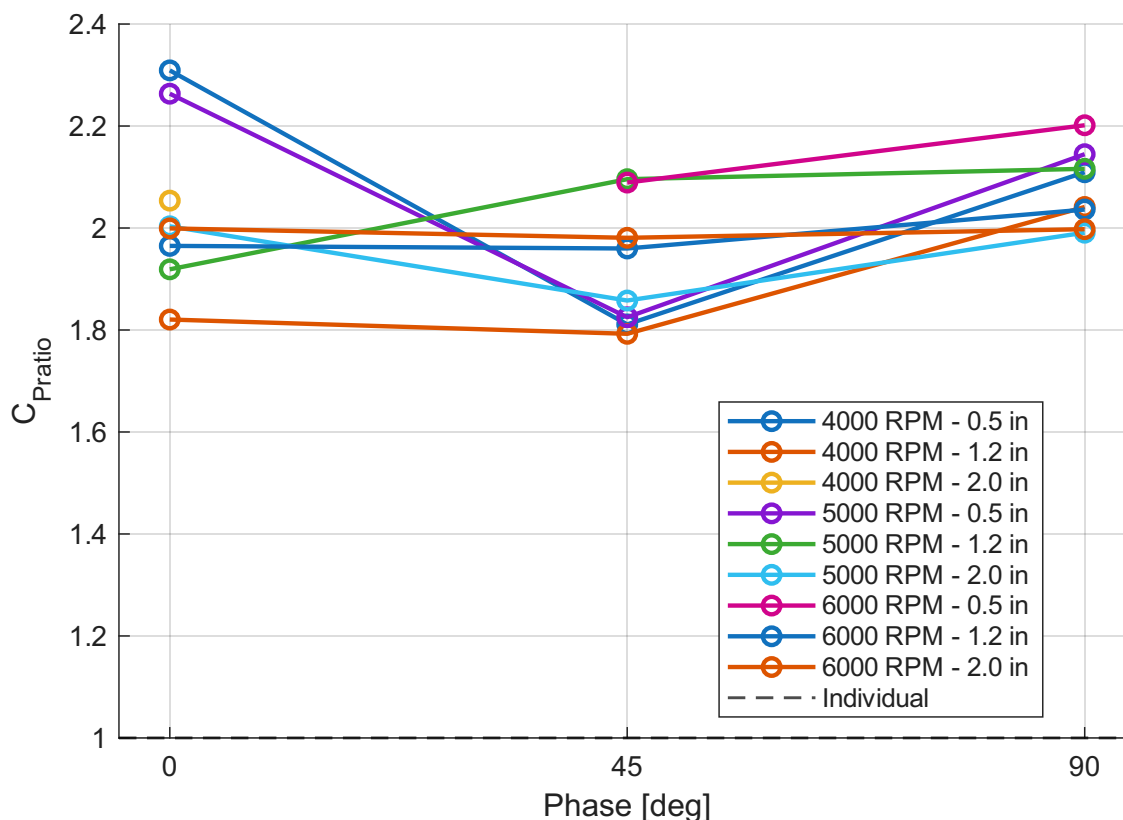
elevado e pouco sensível à fase, devido à forte interação esteira-pá que impõe carga não estacionária constante sobre a hélice traseira.

Para avaliar a eficiência propulsiva, a Figura 31 apresenta a variação da Figura de Mérito normalizada (FM_{ratio}) com o ângulo de fase. Nota-se que a configuração com espaçamento de 1.2 in apresenta o melhor desempenho global, atingindo valores máximos de $FM_{ratio} \approx 1.25$ na fase de 45° , especialmente nas rotações intermediárias. Essa condição sugere um ponto de equilíbrio entre o aumento do empuxo e o consumo de potência, evidenciando uma sinergia aerodinâmica mais favorável entre as hélices.

Em contrapartida, nas configurações mais próximas (0.5 in), a Figura de Mérito se mantém próxima ou abaixo da unidade em todas as fases, refletindo perdas por interferência direta entre as esteiras. Para maiores espaçamentos (2.0 in), os resultados se estabilizam, indicando que a influência da fase se torna menos significativa quando as hélices operam em escoamentos mais independentes.

De modo geral, os resultados demonstram que o ângulo de fase exerce influência secundária sobre o empuxo e a potência, mas pode impactar de forma perceptível a eficiência global, especialmente em espaçamentos intermediários. A fase de 90° apresentou o melhor desempenho médio, corroborando a hipótese de que o desfasamento angular entre as pás reduz a sobreposição direta dos vórtices de ponta e melhora a uniformidade do campo de velocidade induzido na hélice traseira. Este comportamento é consistente com observações experimentais reportadas na literatura (Mckay *et al.*, 2021), reforçando a importância do controle de fase como variável de otimização em sistemas em *tandem*.

Figura 30 – Comportamento da potência com a variação do ângulo de fase entre as hélices.



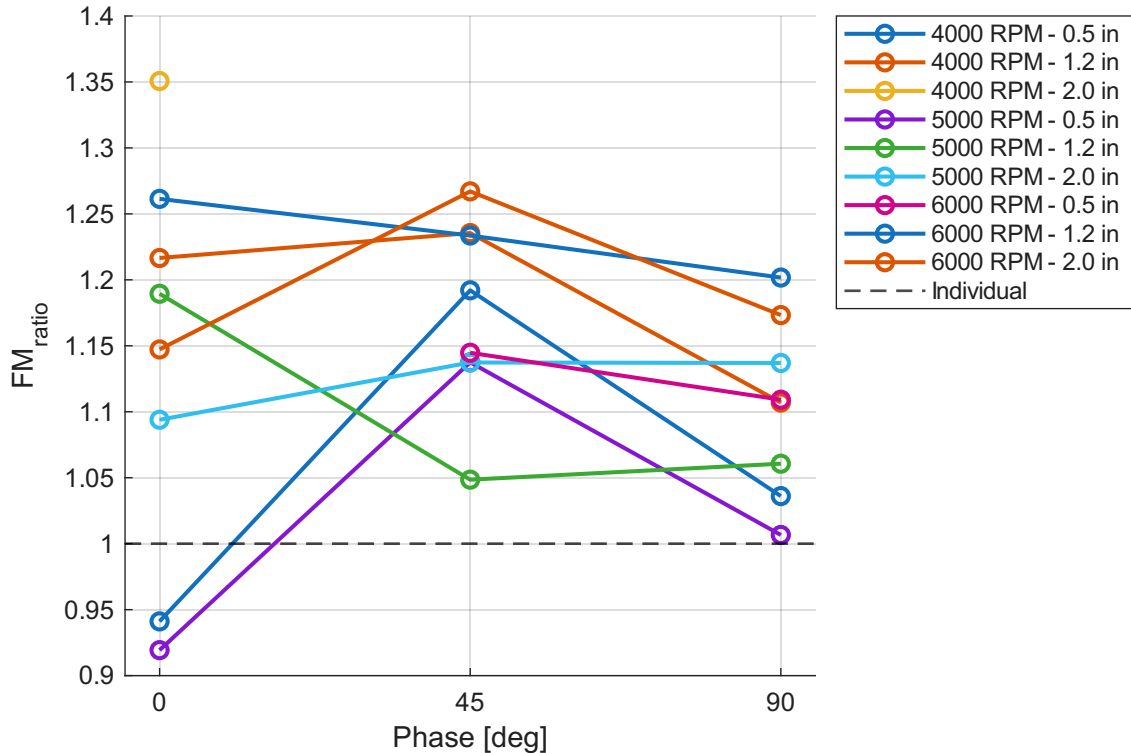
Fonte: Elaborado pelo Autor.

5.2 ANÁLISE AEROACÚSTICA DAS HÉLICES

A abordagem aeroacústica baseia-se nas medições de pressão sonora realizadas no plano do rotor, conforme descrito na seção de Metodologia. Os resultados incluem o nível global de pressão sonora (OSPL – *Overall Sound Pressure Level*) e a densidade espectral de potência (PSD) em função da frequência. As curvas apresentadas avaliam a influência do espaçamento axial e do ângulo de fase entre as hélices co-rotativas em tandem, comparando-as ao desempenho da hélice individual nas mesmas condições de rotação.

A Figura 32 ilustra a PSD para todas as combinações de rotação, espaçamento (0.5 in, 1.2 in, 2.0 in) e ângulo de fase (0°, 45°, 90°), além da hélice isolada. Observa-se que o ruído é dominado por picos harmônicos nas frequências de passagem de pá (BPF – *Blade Passing Frequency*) e seus múltiplos, com intensidade crescente com a rotação. Em configurações *tandem*, os espectros apresentam maior amplitude nos harmônicos de baixa ordem em comparação à hélice individual, especialmente em 6000 RPM, devido à interação aerodinâmica entre as esteiras. Para espaçamentos reduzidos (0.5 in), há maior espalhamento energético em frequências intermediárias (200–1000 Hz), indicando ruído de esteira turbulenta. Já em 2.0 in, os espectros aproximam-se do perfil da hélice isolada, com redução nos picos secundários, sugerindo menor interferência acústica.

Figura 31 – Desempenho em tração estática com a variação do ângulo de fase entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

5.2.1 Influência do espaçamento entre as hélices no ruído

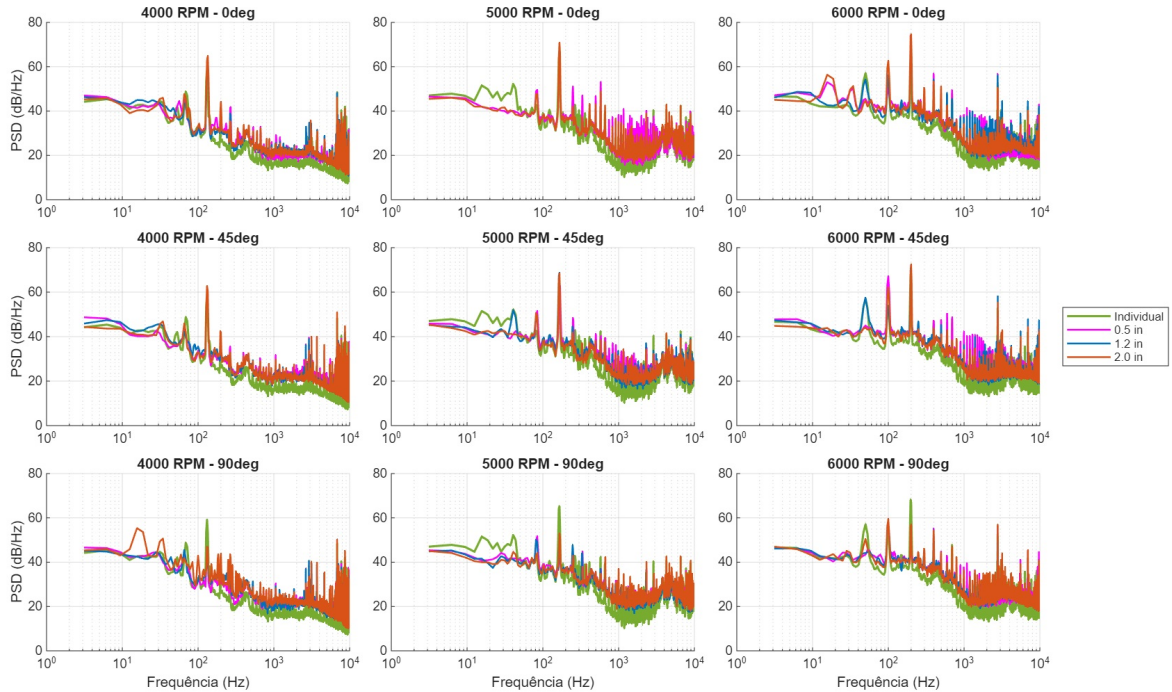
A Figura 33 apresenta o OSPL em função do espaçamento axial para diferentes ângulos de fase e rotações. De forma geral, o nível global de ruído diminui com o aumento do espaçamento, tendência mais pronunciada em rotações elevadas. Na configuração *stacked* (0.5 in), o OSPL é até 4 dB superior ao da hélice individual, independentemente do ângulo de fase, devido à forte interação entre as esteiras, a hélice a jusante opera imersa em escoamento altamente turbulento e com gradientes de velocidade acentuados, gerando ruído de carga não estacionária e de espessura.

À medida que o espaçamento aumenta para 1.2 in, observa-se uma redução média de 2–3 dB no OSPL, com as curvas convergindo para valores próximos à hélice isolada. Em 2.0 in, o OSPL estabiliza ou até se equipara ao da configuração individual em baixas rotações, indicando que a hélice traseira opera em uma região de recuperação parcial do escoamento, com menor turbulência incidente.

5.2.2 Influência do ângulo de fase entre as hélices no ruído

A Figura 34 mostra o OSPL em função do ângulo de fase para diferentes espaçamentos e rotações. O ângulo de fase exerce influência significativa, especialmente em espaçamentos reduzidos. Na configuração de 0.5 in, o OSPL é máximo em fase alinhada (0°), atingindo até 83 dB em 6000 RPM, e diminui progressivamente até 90°, com redução de 7–8 dB. Esse comportamento reflete a interação direta entre as pás: em 0°, as passagens das pás traseiras coincidem com os vórtices de ponta da hélice dianteira, intensificando o ruído impulsivo (BPF). Já em 90°, a defasagem reduz a sobreposição temporal, distribuindo a carga não estacionária e atenuando os picos harmônicos.

Figura 32 – Densidade de potência espectral em diferentes configurações propulsivas.



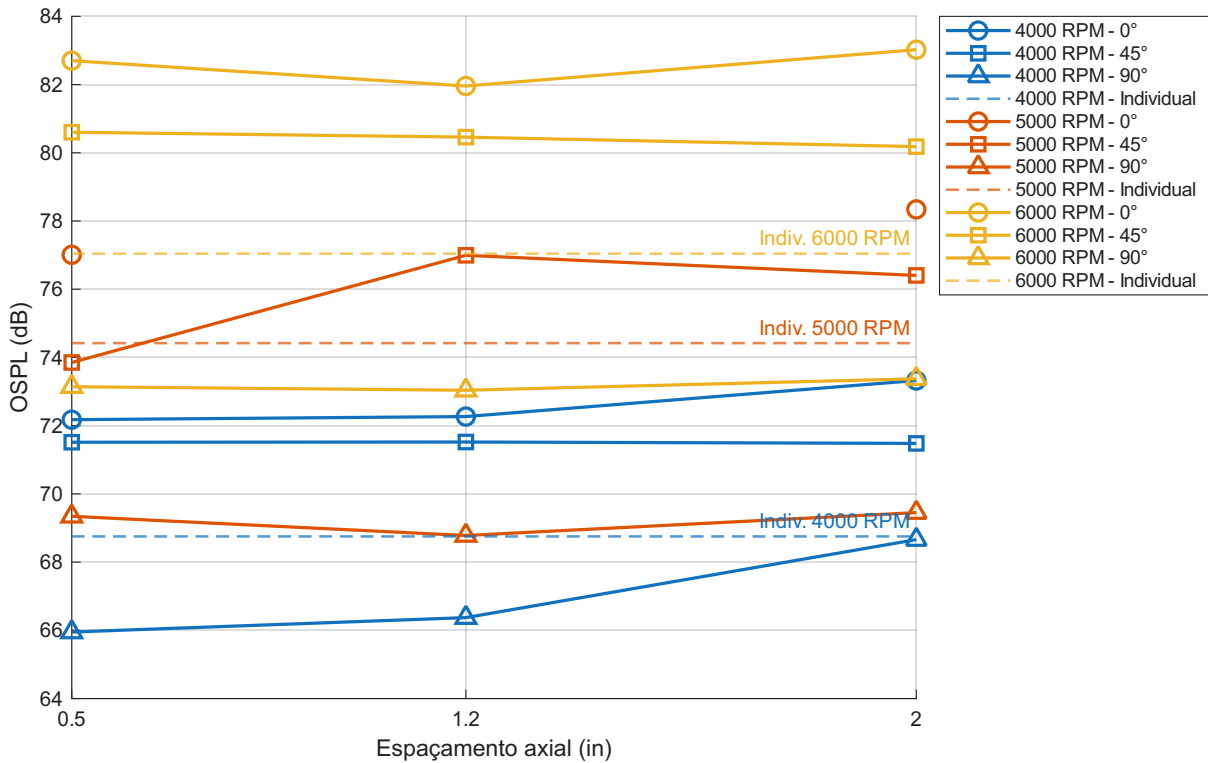
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Em baixas rotações, a variação com a fase é menos acentuada, mas ainda favorece 90° , com OSPL 5–6 dB inferior a 0° . Para altas rotações, o efeito da fase torna-se marginal, com todas as curvas praticamente sobrepostas. Este comportamento reforça que o ruído é dominado pela contribuição individual das hélices quando a interação é fraca.

Esse padrão é corroborado pela análise espectral (Figura 32), onde configurações desfasadas (90°) apresentam picos de BPF mais suavizados e menor energia em frequências intermediárias, especialmente em 0.5 in e 6000 RPM. A fase de 90° emerge como a mais silenciosa globalmente, alinhando-se a estudos como os de Nichols (2014), Granata *et al.* (2024), que demonstram que o desfasamento angular em hélices co-rotativas reduz a coerência das fontes acústicas, diminuindo a diretividade e o OSPL no plano do rotor. A densidade de potência espectral de cada configuração testada é apresentada no Apêndice B.

Em síntese, os resultados aeroacústicos indicam que tanto o aumento do espaçamento axial quanto o desfasamento angular (especialmente 90°) contribuem para a redução do ruído global, com efeitos sinérgicos mais evidentes em condições de alta rotação e baixa separação. A configuração de 2.0 in e 90° apresenta o menor OSPL, aproximando-se ou superando a hélice individual em silêncio, enquanto 0.5 in e 0° é a mais ruidosa. Tais achados reforçam a importância da otimização geométrica em sistemas em *tandem* não apenas para desempenho propulsivo, mas também para mitigação acústica, com implicações diretas em aplicações como eVTOL e drones urbanos.

Figura 33 – Comportamento do nível global de ruído com a variação do espaçamento entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

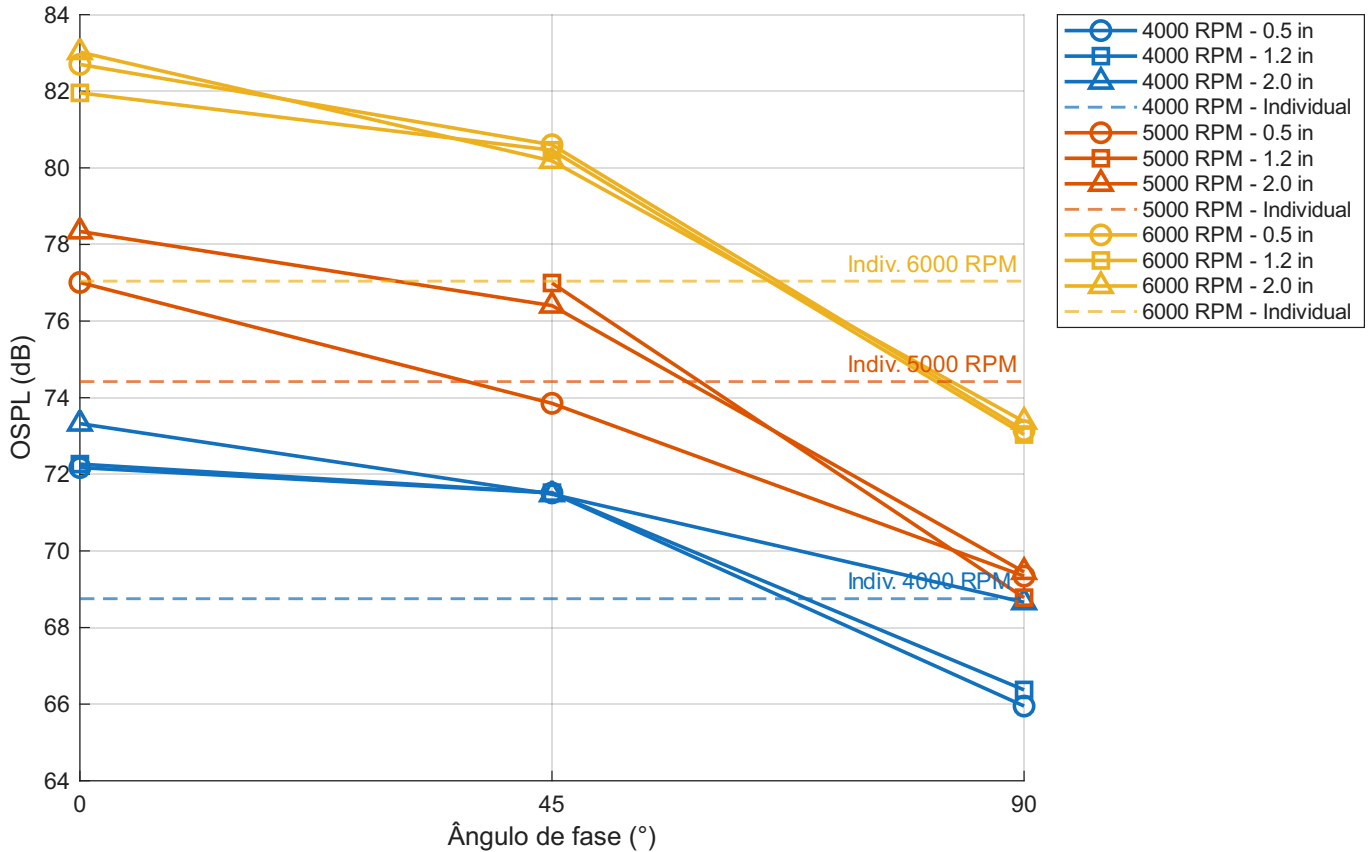
5.3 ANÁLISE DE CONFIGURAÇÕES OTIMIZADAS

A análise integrada entre desempenho aeropropulsivo e emissões acústicas permite identificar configurações otimizadas que maximizem o empuxo e a eficiência enquanto minimizam o ruído gerado. Para tanto, utiliza-se o parâmetro $\Delta OSPL$, definido como a diferença entre o nível global de pressão sonora da configuração tandem e o da hélice individual na mesma rotação. Valores negativos de $\Delta OSPL$ indicam redução de ruído em relação à hélice isolada, enquanto valores positivos refletem penalidade acústica. A Figura 35 ilustra o sistema de codificação visual adotado: símbolos geométricos (círculo, quadrado, losango) representam as rotações (4000, 5000, 6000 RPM), cores (ciano, amarelo, vermelho) indicam os espaçamentos axiais (0.5 in, 1.2 in, 2.0 in) e o tamanho dos símbolos (pequeno, médio, grande) denotam os ângulos de fase (0°, 45°, 90°).

A Figura 36 apresenta a relação entre o coeficiente de empuxo normalizado ($C_{T_{ratio}}$) e o $\Delta OSPL$. Observa-se uma clara tendência de aumento do ruído nos casos operando em pequenos ângulos de fase, as quais apresentam $C_{T_{ratio}} > 1.6$ e exibem $\Delta OSPL$ até +5 dB. Contudo, destaca-se um cluster de pontos com $C_{T_{ratio}} \approx 1.7$ e $\Delta OSPL$ entre -5 e -10 dB, correspondentes a 6000 RPM, 2.0 in e 90° (losango vermelho maior) e 1.2 in com 90° (losango amarelo/cinza maiores). Essas configurações alcançam ganhos significativos de empuxo com penalidade acústica mínima ou até redução de ruído.

A Figura 37 correlaciona o coeficiente de potência normalizado ($C_{P_{ratio}}$) com o $\Delta OSPL$. A dispersão é maior, mas revela que configurações com $C_{P_{ratio}} \approx 1.9$ e $\Delta OSPL < -10$ dB são viáveis, bem como observado nas dispersões de tração, que apresenta consumo de potência 2 vezes o da hélice individual, mas com ruído 12 dB inferior. Isso indica que parte do incremento de potência é convertido

Figura 34 – Comportamento do nível global de ruído com a variação do ângulo de fase entre as hélices.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 35 – Ilustração do método de identificação de cada configuração propulsiva.

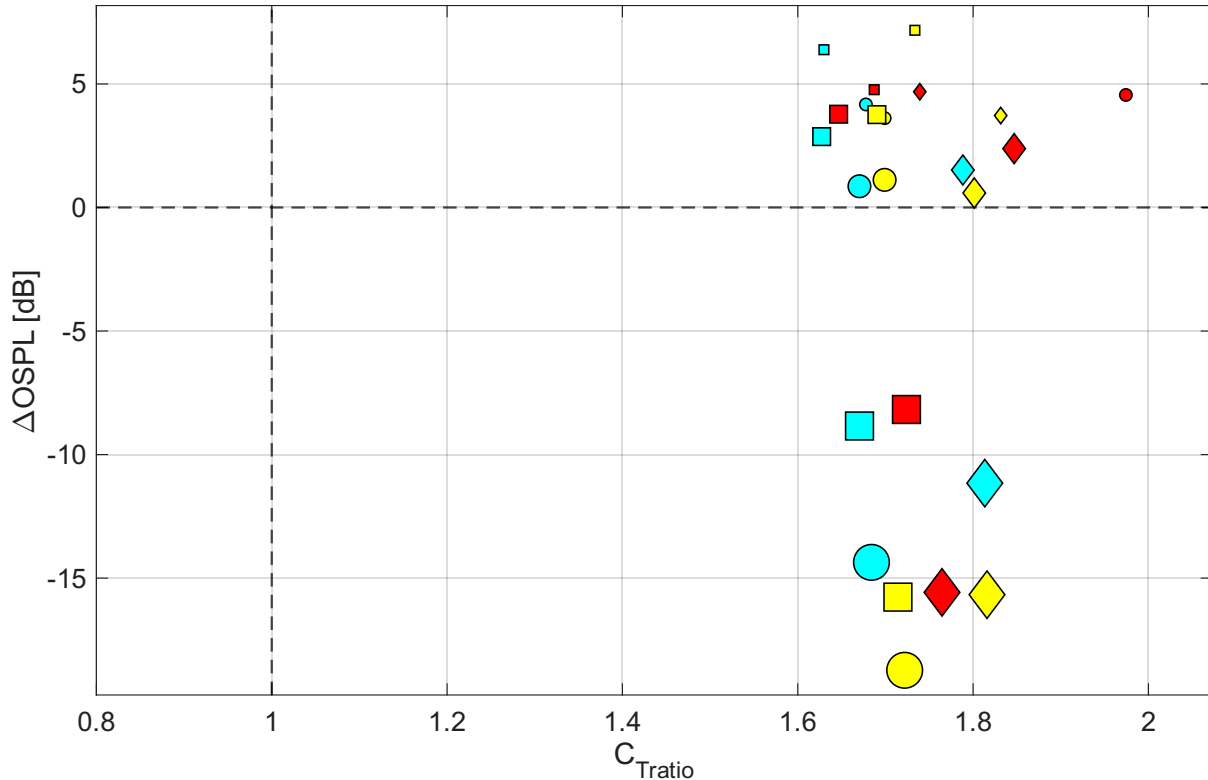
RPM	4000	5000	6000
	○	□	◇
Espaçamento	0.5 in	1.2 in	2.0 in
Ângulo de fase	0°	45°	90°
	○	○	○

Fonte: Elaborado pelo Autor.

em empuxo útil sem gerar ruído proporcional, possivelmente devido à menor turbulência na esteira em grandes separações.

A Figura 38 é a mais reveladora para a otimização global, pois relaciona a Figura de Mérito (FM) com o $\Delta OSPL$. A hélice individual é representada por linhas tracejadas verticais em cada rotação. Configurações à esquerda dessas linhas possuem FM inferior à isolada, enquanto à direita indicam ganho de eficiência. Destaca-se os pontos de ângulo de fase em 90° com $FM \approx 0.78$ e $\Delta OSPL \approx -12$ dB, representando a configuração otimizada global: maior eficiência propulsiva e menor ruído absoluto. Outros pontos promissores incluem 5000 RPM, 2.0 in, 90° (quadrado vermelho grande) com

Figura 36 – Relação entre empuxo e emissão sonora para cada configuração testada.

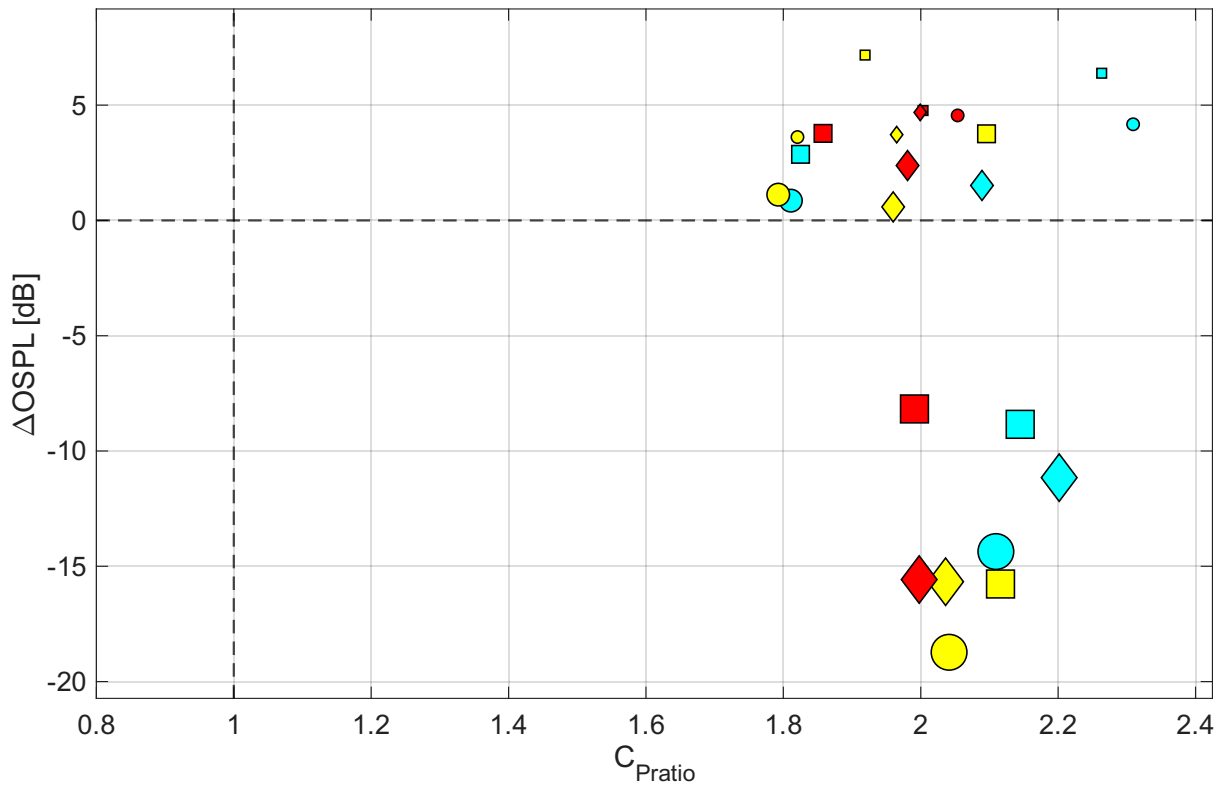


Fonte: Elaborado pelo Autor.

$FM \approx 0.76$ e $\Delta OSPL \approx -8$ dB, e 6000 RPM, 1.2 in, 90° com $FM \approx 0.72$ e $\Delta OSPL \approx -15$ dB.

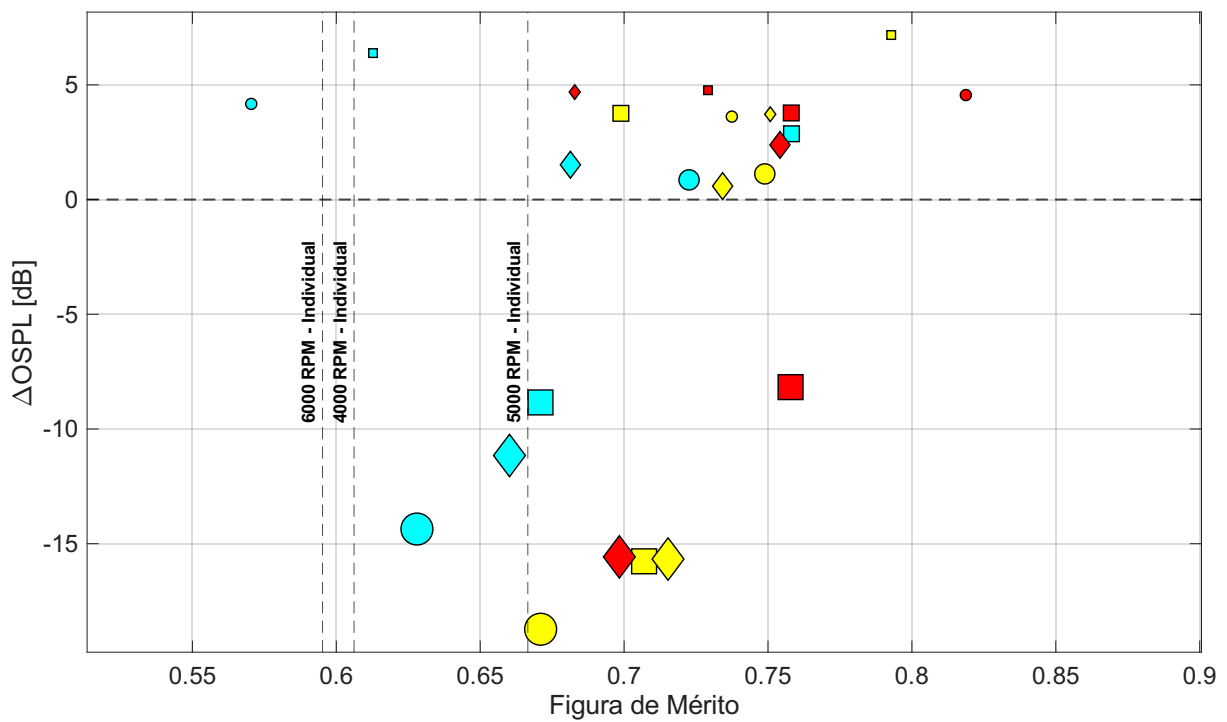
Em síntese, a análise integrada revela que as configurações com espaçamento de 2.0 in e ângulo de fase de 90° dominam o quadrante de alta eficiência e baixo ruído, especialmente em 6000 RPM, com a combinação 6000 RPM, 2.0 in e 90° emergindo como a otimizada global, apresentando $C_{Tratio} \approx 1.75$, $FM \approx 0.76$ (ganho de 15% em relação à hélice individual) e $\Delta OSPL \approx -8$ dB. Por outro lado, espaçamentos reduzidos de 0.5 in resultam sistematicamente em perdas de eficiência e aumento de ruído, independentemente da fase. O ângulo de 90° é consistentemente o mais silencioso em todas as condições, enquanto 0° é o mais ruidoso. Esses resultados validam a hipótese de que a otimização conjunta requer maiores separações axiais e desfasamento máximo entre as hélices, alinhando-se a estudos de referência como (Granata *et al.*, 2024) e fornecendo diretrizes robustas para o projeto de sistemas co-rotativos tandem com alta performance propulsiva e baixa assinatura acústica, com aplicações diretas em veículos eVTOL, drones urbanos e outras plataformas sensíveis ao ruído.

Figura 37 – Relação entre torque e emissão sonora para cada configuração testada.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 38 – Relação entre Figura de Mérito e emissão sonora para cada configuração testada.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

6 CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo avaliar experimentalmente o desempenho aerodinâmico e o comportamento acústico de hélices co-rotativas em tandem, com vistas ao desenvolvimento de sistemas propulsivos mais eficientes e silenciosos para futuras aeronaves elétricas e sustentáveis. O estudo foi estruturado de forma a integrar os dois principais eixos definidos nos objetivos gerais: a análise da eficiência propulsiva e a caracterização do ruído gerado por diferentes arranjos geométricos do conjunto tandem.

Os experimentos realizados permitiram quantificar a influência do espaçamento axial e do ângulo de fase entre as hélices sobre o empuxo, o torque e a Figura de Mérito, bem como sobre as métricas acústicas obtidas por meio de medições com arranjo de microfones. A análise dos resultados demonstrou que o espaçamento exerce papel determinante na interação entre os escoamentos das hélices. Configurações muito compactas (*stacked*, $S = 0.5$ in) resultaram em significativa perda de desempenho e aumento do ruído devido à forte interferência da esteira da hélice dianteira sobre a traseira. À medida que o espaçamento foi aumentado para $S = 1.2$ in e 2.0 in, observou-se uma recuperação do escoamento e um ganho expressivo na eficiência propulsiva, evidenciado por valores superiores de Figura de Mérito.

Em relação ao ângulo de fase, verificou-se que o desfaseamento máximo ($\psi = 90^\circ$) proporcionou uma operação mais estável e silenciosa, com redução média de até 8 dB em relação à configuração em fase ($\psi = 0^\circ$). Este comportamento confirma a hipótese de que a defasagem entre as pás reduz a coincidência temporal das flutuações de pressão e, portanto, o reforço tonal do ruído. Dessa forma, as configurações com grande separação axial e ângulo de fase elevado apresentaram o melhor compromisso entre desempenho propulsivo e emissão sonora.

Os resultados obtidos corroboram e expandem achados prévios da literatura, validando experimentalmente que a otimização conjunta dos parâmetros geométricos pode mitigar as perdas aerodinâmicas inerentes às configurações tandem e, simultaneamente, reduzir o impacto acústico. Tais evidências contribuem para o avanço no projeto de sistemas co-rotativos aplicáveis a aeronaves elétricas de propulsão distribuída, eVTOLs e aeronaves regionais sustentáveis, segmentos nos quais o equilíbrio entre eficiência e baixo ruído é requisito essencial.

Em síntese, este trabalho atingiu plenamente seus objetivos, fornecendo diretrizes experimentais e parâmetros quantitativos que podem subsidiar o dimensionamento e a modelagem de sistemas propulsivos mais sustentáveis. Além de seu valor acadêmico, os resultados aqui apresentados reforçam o potencial de uso de hélices co-rotativas em tandem como alternativa viável na propulsão elétrica da próxima geração de aeronaves, contribuindo diretamente para a redução da pegada acústica e das emissões do setor aeronáutico.

Apesar dos avanços alcançados, este estudo abre espaço para diversas investigações futuras capazes de aprofundar a compreensão do comportamento aeropropulsivo e aeroacústico de hélices em tandem. Pretende-se, como continuidade natural, avaliar o desempenho em condições de tração dinâmica por meio de ensaios em túnel de vento de circuito fechado, utilizando uma nova bancada instrumentada com

células de carga de maior precisão e com técnicas de *beamforming* adaptadas a escoamentos internos. Além disso, a exploração sistemática de diferentes diâmetros e passos das hélices poderá elucidar tendências ainda não capturadas pelos arranjos testados, permitindo mapear de forma mais abrangente o espaço de projeto. Complementarmente, a aplicação de métricas psicoacústicas possibilitará quantificar o incômodo sonoro percebido, incorporando a sensibilidade do ouvido humano à análise e abrindo caminho para otimizações que conciliem eficiência propulsiva e conforto acústico. Essas frentes de continuidade reforçam o caráter evolutivo do tema e seu potencial para gerar soluções cada vez mais maduras e aplicáveis a aeronaves elétricas de próxima geração.

REFERÊNCIAS

- Advanced Precision Composites. *PE0-FILES_WEB-202503.zipx*; *PERFILES_WEB-202503.zipx*. 2018. Disponível em: <<https://www.apcprop.com/technical-information/file-downloads/>>. Acesso em: 14 dez. 2025.
- AMARAL, F. R. d.; RICO, J. C. S.; MEDEIROS, M. A. F. d. *Design of microphone phased arrays for acoustic beamforming*. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 40, n. 7, p. 1–13, 2018. DOI: 10.1007/s40430-018-1275-5. Disponível em: <<https://doi.org/10.1007/s40430-018-1275-5>>. Acesso em: 14 dez. 2025.
- CARDOSO, W. Ensaio de hélices em túnel de vento de seção aberta. **Manuscrito em preparação**. Laboratório de Aeronáutica do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos. 2025.
- CHELLINI, S. *EVE showcases full-scale mockup, global market outlook*. **Airways Magazine**, 2025. Disponível em: <<https://www.airwaysmag.com/new-post/eve-full-scale-mockup-global-market-outlook>>. Acesso em: 13 out. 2025.
- Embraer. *Future aircraft concepts: energia*. 2017. Disponível em: <<https://embraercommercialaviationsustainability.com/concepts/#energia>>. Acesso em: 15 out. 2025.
- ESCOBAR, H. Emergência climática: soluções existem, mas é preciso agir agora. **Jornal da USP**, São Paulo, 2022. Ciências. Disponível em: <<https://jornal.usp.br/ciencias/emergencia-climatica-solucoes-existem-mas-e-preciso-agir-agora/>>. Acesso em: 14 dez. 2025.
- FAROKHI, S. *Future propulsion systems and energy sources in sustainable aviation*. Chichester: John Wiley & Sons, 2020. 448 p. DOI: 10.1002/9781119414995. Disponível em: <<https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/9781119414995>>. Acesso em: 12 out. 2025.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Hearing and noise in aviation*. [S.l.], 2023. Disponível em: <<https://www.faa.gov/pilots/safety/pilotsafetybrochures/media/hearing.pdf>>. Acesso em: 17 out. 2025.
- GRANATA, D. et al. *Aerodynamic and aeroacoustics investigation of tandem propellers in hover for eVTOL configurations*. **Aerospace Science and Technology**, v. 155, p. 109740, 2024. DOI: 10.1016/j.ast.2024.109740. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109740>>. Acesso em: 15 out. 2025.
- GUDMUNDSSON, S. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014. DOI: 10.1016/C2011-0-06824-2.
- International Air Transport Association. *Aircraft technology roadmap to 2050*. 2023. Relatório técnico. Disponível em: <<https://www.sipotra.it/wp-content/uploads/2020/03/Aircraft-Technology-Roadmap-to-2050.pdf>>. Acesso em: 17 out. 2025.
- KURTZ, D. W.; MARTE, J. E. *A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans*. Pasadena, CA, Estados Unidos, 1970. 1–48 p. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19700005920/downloads/19700005920.pdf>>. Acesso em: 15 out. 2025.

MAZUCO, E.; SILVA, R. G. A. d. **Multi-method assessment of tandem propellers performance**. Curitiba, PR: [s.n.], 2025. Trabalho apresentado no *28th International Congress of Mechanical Engineering*. Apresentação no *28th International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2025)*.

MCKAY, R. S. *et al.* **Experimental and analytical investigation of contra-rotating multi-rotor UAV propeller noise**. *Applied Acoustics*, v. 177, p. 107850, 2021. DOI: 10.1016/j.apacoust.2020.107850. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2020.107850>. Acesso em: 15 out. 2025.

NICHOLS, S. R. **Experimental approach to the feasibility of an axially-stacked propeller system**. 82 p. Dissertação (Dissertação (Mestrado)) — *University of Cincinnati, Cincinnati*, 2014. Disponível em: <https://etd.ohiolink.edu/acprod/odb_etd/etd/r/1501/10?clear=10&p10_accession_num=ucin1415626159>. Acesso em: 15 out. 2025.

PAGANI, C. d. C. **Mapeamento de fontes aeroacústicas de um eslate em túnel de vento de seção fechada utilizando beam-forming com deconvolução DAMAS**. Tese (Doutorado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2014. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica). Disponível em: <<https://teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18148/tde-06122014-232641/>>. Acesso em: 12 out. 2025.

SILVA, G. P. G. d. **Experimental assessment of aerodynamic and aeroacoustic interaction effects of wingtip-mounted propellers**. Tese (Doutorado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2023. Tese (Doutorado). DOI: 10.11606/T.18.2023.tde-08112023-174940. Disponível em: <<https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18161/tde-08112023-174940/>>. Acesso em: 15 out. 2025.

SMITH, M. J. T. **Aircraft noise**. Cambridge: Cambridge University Press, 1989. DOI: 10.1017/CBO9780511584527. Disponível em: <<https://doi.org/10.1017/CBO9780511584527>>. Acesso em: 17 out. 2025.

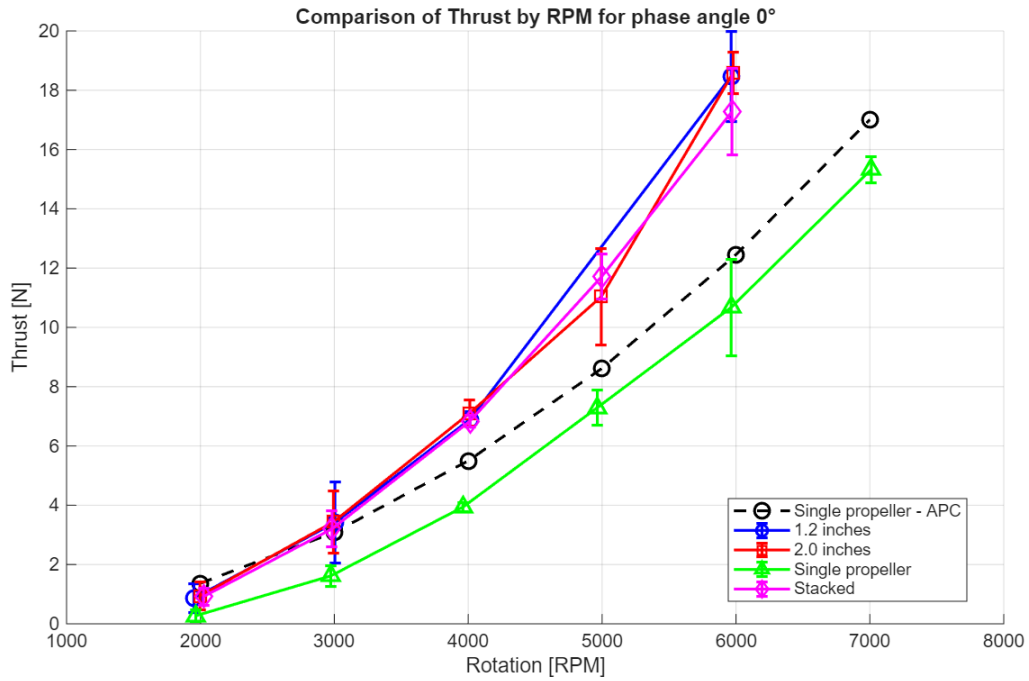
TURHAN, B. *et al.* **Acoustic performance of co- and counter-rotating synchronized propellers**. In: *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Rome, Italy*: [s.n.], 2024. **Proceedings**. Reston, VA: AIAA, 2024. DOI: 10.2514/6.2024-3236. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2024-3236>>. Acesso em: 14 out. 2025.

WANG, S.; GE, M. **Transporte é a fonte de emissões que mais cresce: veja o que dizem os números**. 2019. WRI Brasil. Disponível em: <<https://www.wribrasil.org.br/noticias/transporte-e-fonte-de-emissoes-que-mais-cresce-veja-o-que-dizem-os-numeros>>. Acesso em: 15 out. 2023.

WORLD HEALTH ORGANIZATION. REGIONAL OFFICE FOR EUROPE. **Disability weights for noise-related health states in the WHO European Region**. Copenhagen, 2024. v. 1, n. WHO/EURO:2024-9196-48968-72969, 16 p. Disponível em: <<https://iris.who.int/handle/10665/376870>>. Acesso em: 15 out. 2025.

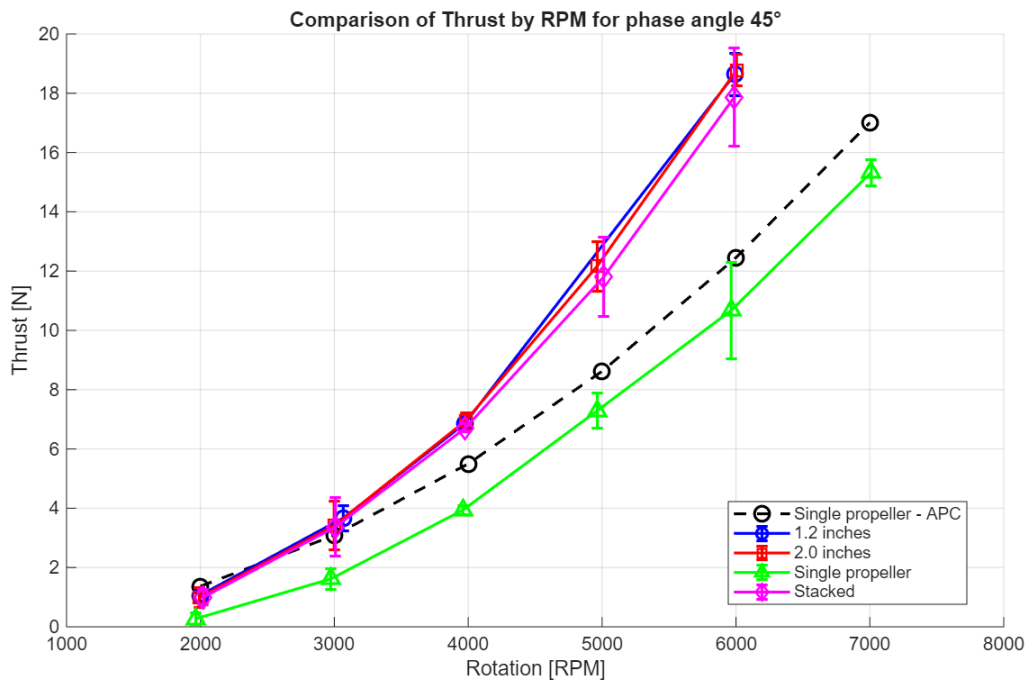
APÊNDICE A – TRAÇÃO ESTÁTICA EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA DE ROTAÇÃO.

Figura 39 – Variação do empuxo estático para o caso de $\psi = 0$.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

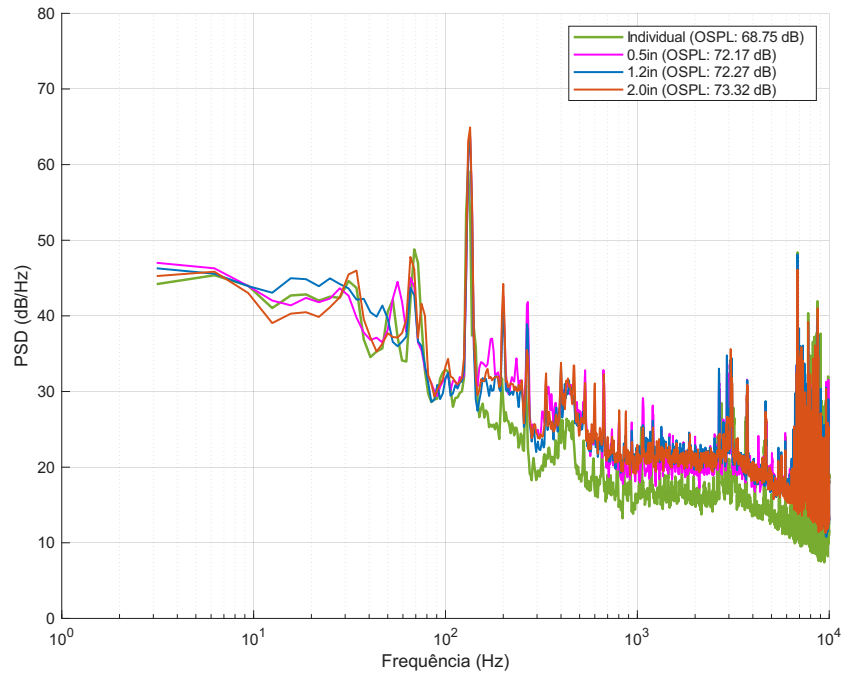
Figura 40 – Variação do empuxo estático para o caso de $\psi = 45^\circ$.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

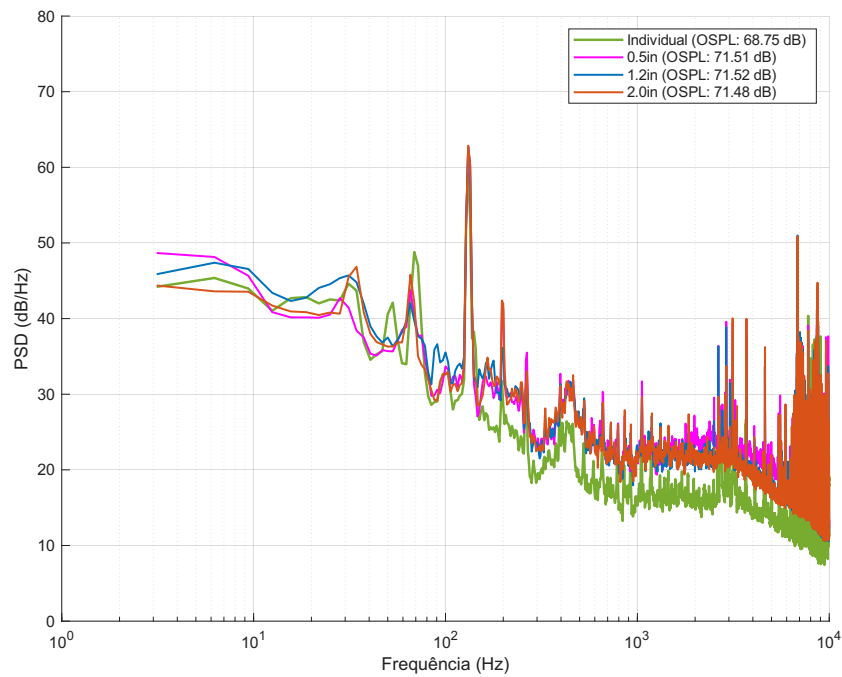
APÊNDICE B – DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL PARA CADA CONDIÇÃO

Figura 41 – Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 0° de ângulo de fase.



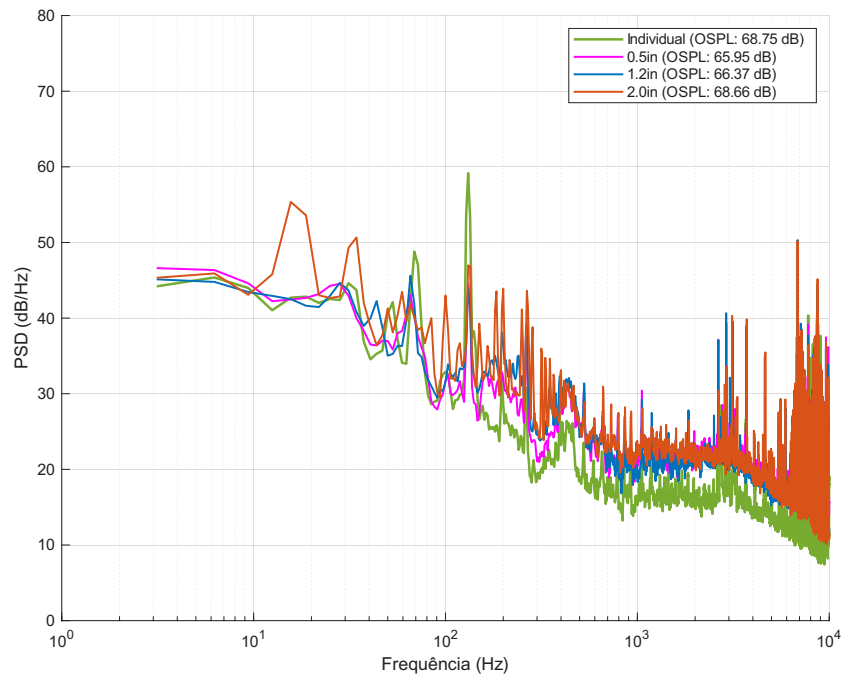
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 42 – Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 45° de ângulo de fase.



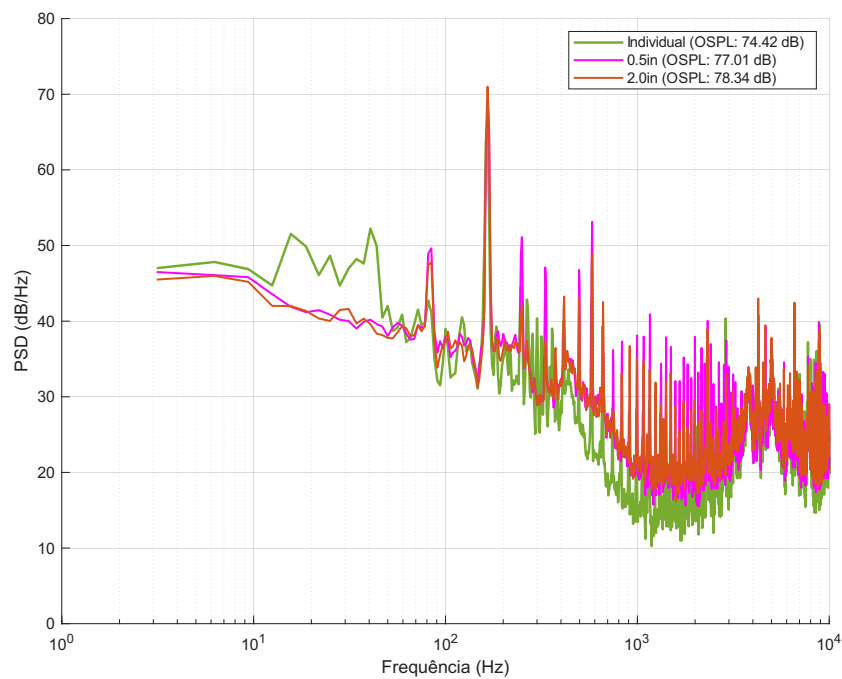
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 43 – Densidade de potência espectral em 4000 RPM e 90° de ângulo de fase.



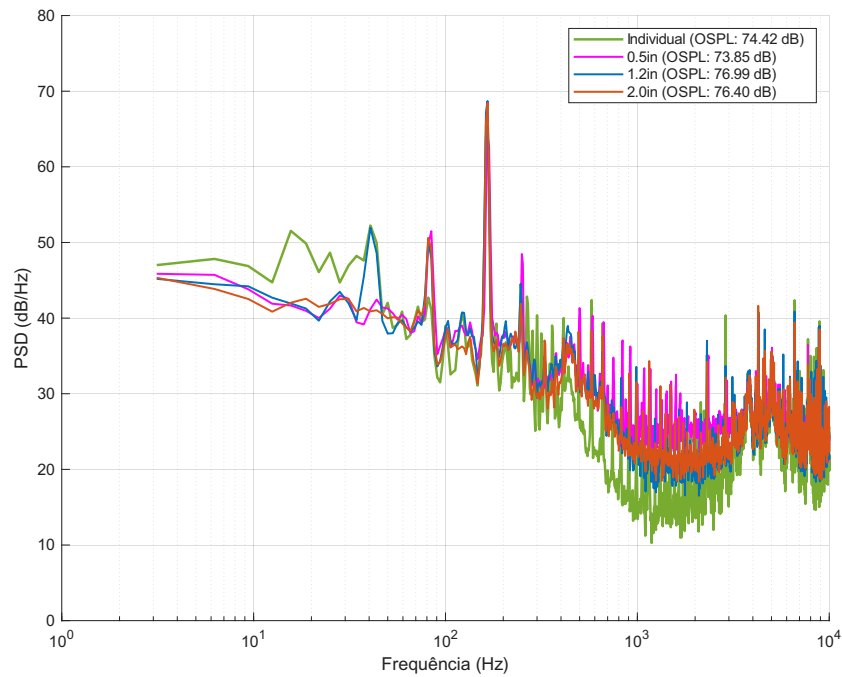
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 44 – Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 0° de ângulo de fase.



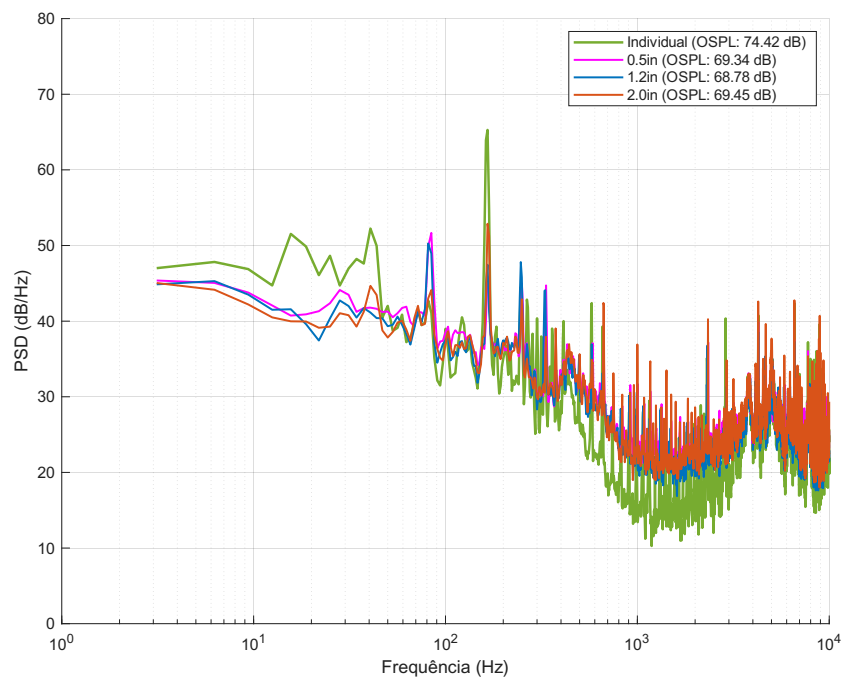
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 45 – Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 45° de ângulo de fase.



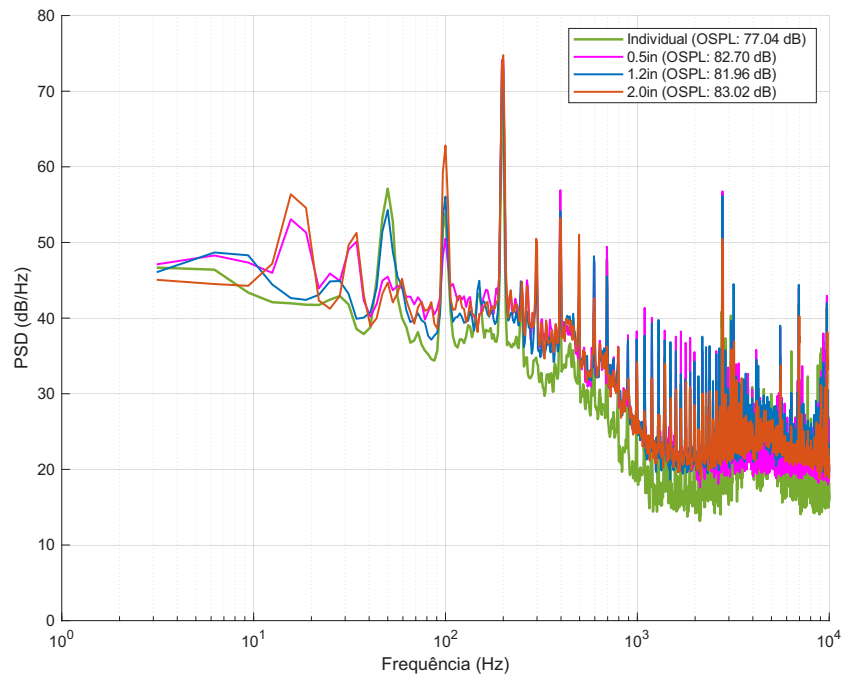
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 46 – Densidade de potência espectral em 5000 RPM e 90° de ângulo de fase.



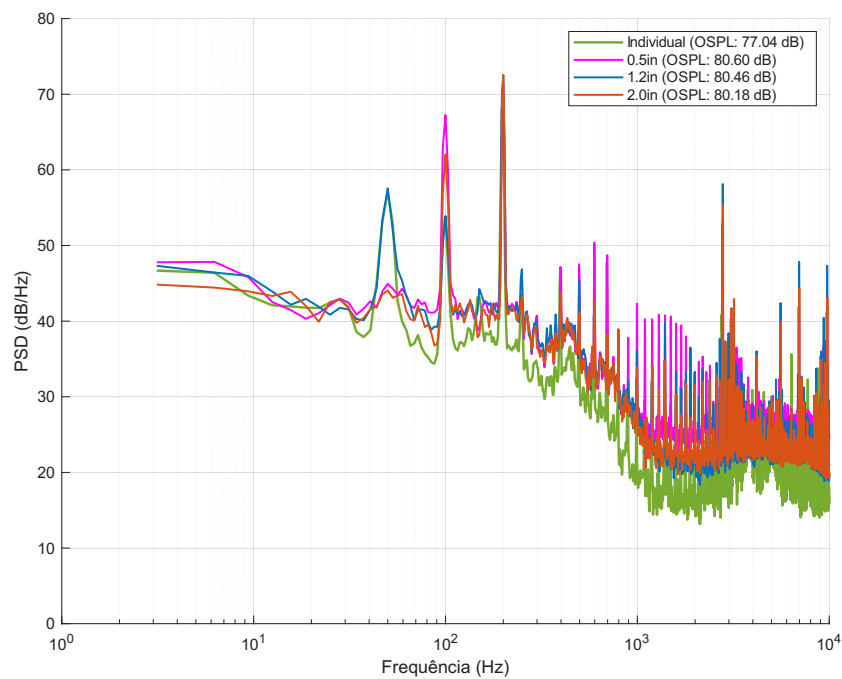
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 47 – Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 0° de ângulo de fase.



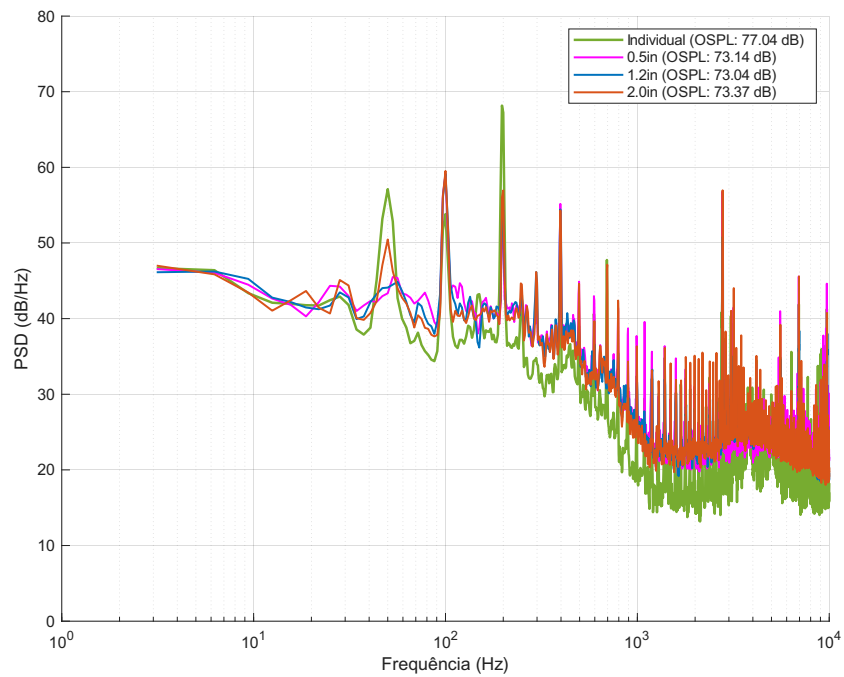
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 48 – Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 45° de ângulo de fase.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

Figura 49 – Densidade de potência espectral em 6000 RPM e 90° de ângulo de fase.



Fonte: Elaborado pelo Autor.