

Universidade de São Paulo – USP
Escola de Engenharia de São Carlos - EESC

Lucca R. B. Lanaro

**ENGENHARIA DE CUSTOS E OTIMIZAÇÃO DE PROJETO DE
HIDROAVIÕES:
UM ESTUDO DE CASO DE UM SISTEMA DE TRANSPORTE PARA A
BACIA AMAZÔNICA**

**SEAPLANE DESIGN OPTIMIZATION AND COST ENGINEERING:
AN AMAZON BASIN TRANSPORTATION SYSTEM CASE STUDY**

São Carlos

2021

Lucca R. B. Lanaro

**ENGENHARIA DE CUSTOS E OTIMIZAÇÃO DE PROJETO DE
HIDROAVIÕES:
UM ESTUDO DE CASO DE UM SISTEMA DE TRANSPORTE PARA A
BACIA AMAZÔNICA**

**SEAPLANE DESIGN OPTIMIZATION AND COST ENGINEERING:
AN AMAZON BASIN TRANSPORTATION SYSTEM CASE STUDY**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Engenharia Aeronáutica

Orientador:

Prof. Dr. Hernán Darío Cerón-Muñoz

São Carlos

2021

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

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

L243

Lanaro, Lucca R. B.

ENGENHARIA DE CUSTOS E OTIMIZAÇÃO DE PROJETO DE
HIDROAVIÕES: UM ESTUDO DE CASO DE UM SISTEMA DE
TRANSPORTE PARA A BACIA AMAZÔNICA / Lucca R. B. Lanaro;
orientador Hernán Darío Cerón-Munõz. São Carlos, 2021.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-
Graduação em Engenharia Mecânica e Área de Concentração
em Aeronáutica -- Escola de Engenharia de São Carlos da
Universidade de São Paulo, 2021.

1. Hidroavião. 2. Amazônia. 3. Sistema de
transporte. 4. Logística. 5. Transporte aéreo. 6.
Otimização de projetos de aeronaves. 7. Custo total em
ciclo de vida. 8. Avião elétrico. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **LUCCA REAL BISPO LANARO**.

Título da dissertação: "Engenharia de custos e otimização de projeto de hidroaviões: um estudo de caso de um sistema de transporte para a Bacia Amazônica".

Data da defesa: 19/02/2021.

Comissão Julgadora

Resultado

Prof. Dr. **Hernan Dario Ceron Muñoz**

(Orientador)

(Escola de Engenharia de São Carlos – EESC/USP)

APROVADO

Prof. Dr. **Falk Wagenhausen**

(Université du Littoral Côte d'Opale/ULCO)

APROVADO

Prof. Dr. **Roberto Schaeffer**

(Universidade Federal do Rio de Janeiro/UFRJ)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:

Prof. Associado **Carlos de Marqui Junior**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Titular **Murilo Araujo Romero**

A todos que acreditaram e apoiaram o desenvolvimento deste trabalho.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer à minha família por todo o suporte dado durante esses anos de estudos, que me possibilitaram chegar até aqui.

Aos professores Álvaro Martins Abdalla e Paulo Celso Greco Jr., por todas as horas de discussões e aprendizado, ao professor William Gómez Rivera e à Universidad Militar Nueva Granada pela acolhida e disponibilização dos recursos técnicos para o desenvolvimento das simulações computacionais, e a todos os amigos que participaram de algum modo desse processo, meus mais sinceros agradecimentos.

Ao CNPq - Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, pelo financiamento deste trabalho (Processo 131686/2018-6).

Ao meu orientador, Hernán Darío Cérón-Muñoz, obrigado por acreditar no trabalho e por todo o suporte nesses anos de pesquisa.

E à Marina, por toda a ajuda e apoio nessa jornada, muito obrigado.

“We set sail on this new sea because there is new knowledge to be gained, and new rights to be won, and they must be won and used for the progress of all people.”

(SORENSEN e KENNEDY, 1962)

RESUMO

LANARO, LUCCA R. B. Engenharia de custos e otimização de projeto de hidroaviões: um estudo de caso de um sistema de transporte para a Bacia Amazônica. 2021. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica, área de concentração Engenharia Aeronáutica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021

Esta pesquisa estuda a aplicação de novas tecnologias ao projeto de hidroaviões nas áreas de aerodinâmica, materiais e motorização, e avalia a viabilidade das mesmas através de uma análise de performance e de valor no ciclo de vida. A aplicação destes desenvolvimentos possibilitará uma maior competitividade do modal e de seu emprego, trazendo benefícios gerais de eficiência, redução de emissões de gases estufa, produtividade e desenvolvimento econômico às áreas onde o modal for introduzido, decorrentes de sua utilização. Este trabalho é dividido em duas partes, na primeira, o objetivo avaliar a viabilidade e o potencial da implantação do modal de transporte de hidroaviação em regiões costeiras fluviais, marítimas e lacustres, com um estudo de caso da aplicação desta metodologia para a implantação de uma rede de transporte amazônica. Para tanto, foi desenvolvida uma metodologia ampla de análise de viabilidade econômica da implementação do modal de hidroaviação baseada em dados de sistemas de transporte hidroviário, acoplada aos dados e custos de operação de aeronaves atualmente disponíveis no mercado, onde a viabilidade de implementação do modal de hidroaviação com aeronaves disponíveis atualmente é atingida para 5,6% dos passageiros do transporte hidroviário, com um valor anual de 333 milhões de reais. Na segunda parte, uma análise econômica e otimização baseada no custo total do ciclo de vida de aeronaves de hidroaviação foi feita para várias categorias de aeronaves de aviação geral e as aeronaves resultantes foram testadas como modais do modelo desenvolvido na primeira parte, mostrando o ganho potencial a ser obtido pelo desenvolvimento de novas aeronaves otimizadas para a missão, em um horizonte atual e para aeronaves hipotéticas com a tecnologia disponível no ano de 2030, onde a penetração do modal de hidroaviação sobe para 66% sobre o transporte hidroviário, com um valor anual de 1,8 bilhões de reais, uma redução de 58% nas emissões de gases estufa e um ganho de produtividade anual na ordem de 564 milhões de reais para a região.

Palavras-chave: hidroavião, Amazônia, sistema de transporte, logística, transporte aéreo, otimização de projetos de aeronaves, custo total de ciclo de vida, avião elétrico

ABSTRACT

LANARO, LUCCA R. B. Seaplane design optimization and cost engineering: an Amazon Basin transportation system case study. 2021. Dissertation (Masters in Mechanical Engineering, Concentration Area: Aeronautical Engineering) – São Carlos School of Engineering, University of São Paulo, São Carlos, 2021

This research studies the application of new technologies to the design of seaplanes in the areas of aerodynamics, materials and powerplants, and evaluates the feasibility of their employment through performance and Total Lifecycle Cost analyses. The application of such developments increases the modal competitiveness and enable a wider deployment, bringing overall benefits of efficiency, greenhouse gases emissions reduction, productivity and economic development to the regions in which it is to be introduced. This work is divided in two parts: in the first, it evaluates the feasibility and implementation potential of the hydroaviation modal in fluvial, maritime and lakeside coastal regions, with a case study in the implementation of a Brazilian Amazon seaplane transportation network. For such, a broad analysis methodology for the economic feasibility of the modal implementation based on river transportation systems data, coupled to data from currently available seaplane models, where it was found that a seaplane transportation network using currently available aircraft could replace 5,6% of the fluvial transport passenger traffic volume, in an 80 million USD yearly operation. In the second part, an analysis of new seaplane development barriers was conducted and an economic analysis and design optimization routine was conducted taking into account performance and Total Lifecycle Cost metrics for several general aviation aircraft categories and the resulting aircraft were tested as modals in the transportation system model developed in the first part, showing the potential gains in the development of new mission optimized aircraft, for current technology and hypothetical future aircraft in the year 2030, entailing in a modal penetration of 66%, in a 430 million USD yearly operation, a 58% reduction in greenhouse gases emission and an yearly productivity gain of 135 million USD in the region.

Keywords: seaplane, Amazon, transportation system, logistics, air transport, aircraft design optimization, Total Lifecycle Cost, electric aircraft

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: L'Hydravion.....	28
Figura 2: O Aerodrome sendo testado no Rio Potomac	29
Figura 3: Mapa Rodoviário Federal Brasileiro com rios principais	38
Figura 4: Vista aérea da BR-163 sobre o município de Belterra, Pará, Brasil	39
Figura 5: Ligação aérea direta entre pares de cidades em braços de rio paralelos possibilitada pelo transporte aéreo.....	40
Figura 6: Detalhe construtivo de canoa amazônica de madeira	42
Figura 7: Canoa amazônica em curso de rio durante a seca.....	42
Figura 8: Rabeteira de construção tradicional em igarapé. Está visível o motor e eixo de transmissão na popa, demonstrando a grande capacidade de movimento e manobra deste.....	43
Figura 9: Rabeteira com casco de alumínio.....	44
Figura 10: Diferentes tipos de voadeiras	45
Figura 11: Voadeira. A posição de condução avançada é visível na segunda fileira de bancos a partir da proa.....	45
Figura 12: Barco regional Amanda Costa. Possui um deck de passageiros com acomodação em redes e porão	46
Figura 13: Barcos regionais atracados na praia em Santarém, Pará, durante a seca amazônica	47
Figura 14: Expresso no rio Tapajós (arquivo pessoal)	48
Figura 15: Cais e flutuadores para embarque em lanchas expressas em Santarém	48
Figura 16: Conjunto de chata de transporte de combustíveis e empurrador	49
Figura 17: Mapa do Sistema Interligado Nacional (linhas coloridas) e sistemas independentes (quadros cinzas) com foco na região amazônica	50
Figura 18: Terminal portuário de Santarém. Navios de porte oceânico podem ser vistos nas docas no centro da imagem	51
Figura 19: Navio Motor Asa Branca	53
Figura 20: Desvio de rota em relação à rota direta.....	66
Figura 21: Densidade do fluxo anual de passageiros hidroviários por leito fluvial	71
Figura 22: Densidade do fluxo anual de cargas por leito fluvial.....	71
Figura 23: Mapa de cobertura telefônica móvel 4G.....	73
Figura 24: Posição do degrau no casco de um modelo computacional da parte inferior da fuselagem de um hidroavião.....	92
Figura 25: Lisa Akoya, avião anfíbio francês categoria LSA com casco sem degrau e uso de hidrofólios para sustentação na água	93
Figura 26: Consolidated PBY-5 Catalina com o flutuador secundário retrátil aberto proeminente à direita da imagem.....	93
Figura 27: Discretização de custos de ciclo de vida de um projeto aeronáutico	108
Figura 28: Fluxo lógico do software de avaliação conceitual de hidroaviões.....	110
Figura 29: Malha de simulação CFD do casco, detalhe da interface ar/água.....	115
Figura 30: Fotografia subaquática da área molhada de modelo de teste hidrodinâmico de casco de hidroavião em regime planante - $Fn=1,16$ (comprimento total).....	116
Figura 31: Modelo de casco em regime planante - $Fn=0,92$ (comprimento total), exibindo a isosuperfície do fluido com fração de massa de 0,5	116
Figura 32: Fração de massa em contato com a superfície do casco, regime planante - $Fn=0,92$ (comprimento total).....	116
Figura 33: Missão 1: Alcance – aeronave com suporte no destino	127
Figura 34: Missão 2: Raio de ação - destino sem suporte	128
Figura 35: Missão Padrão, sem contingências.....	130

Figura 36: Fatores de manutenção de motores	142
Figura 37: Esboço de configuração possível de aeronave elétrica	152
Figura 38: Áreas de maior susceptibilidade à aplicação do modal de hidroaviação	158

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1: Custo total do transporte em função de suas características	32
Gráfico 2: Instalações de saúde por 100.000 habitantes no Brasil por região geográfica.....	37
Gráfico 3: Grau de instrução obtido por percentual da população	37
Gráfico 4: Volume de tráfego de passageiros por estado e tipo de linha de transporte em 2017	54
Gráfico 5: Volume de tráfego de cargas em embarcações mistas por estado e tipo de linha em 2017	54
Gráfico 6: Tonelagem transportada por embarcações cargueiras nos portos amazônicos por natureza em 2020.....	54
Gráfico 7: Tipo de tráfego de cargas no transporte fluvial amazônico em 2017.....	55
Gráfico 8: Emissão de gases de efeito estufa no transporte fluvial misto e de passageiros amazônico por estado e fonte em 2017	59
Gráfico 9: Emissões de gases estufa do transporte fluvial amazônico em relação ao total de emissões de transporte na região amazônica em 2017 (CO ₂ e)	60
Gráfico 10: Frota de embarcações da Região Norte do Brasil	61
Gráfico 11: Penetração de implementos e políticas de saneamentos nas embarcações do transporte de passageiros da Amazônia.....	62
Gráfico 12: PIB per capita comparado	67
Gráfico 13: distribuição da renda média familiar mensal dos usuários do sistema de transporte hidroviário amazônico	68
Gráfico 14: Distribuição do rendimento familiar mensal na Região Norte do Brasil.....	68
Gráfico 15: Comparação estatística das rendas familiares mensais dos usuários de transporte fluvial e da população geral da Região Norte.....	69
Gráfico 16: Estimativa de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica	76
Gráfico 17: Penetração percentual do modal de hidroaviação em relação ao modal hidroviário para o transporte de passageiros	77
Gráfico 18: Horas de voo e aeronaves necessárias para suprir a demanda de transporte de hidroaviação na Amazônia	79
Gráfico 19: Valor anual estimado das rotas de hidroaviação	80
Gráfico 20: RPK de hidroaviação estimados.....	80
Gráfico 21: comparação dos % totais por estado e tipo de rota	81
Gráfico 22: Faturamento estimado do sistema de transporte de hidroaviação	83
Gráfico 23: Faturamento estimado do sistema de transporte de hidroaviação caso a penetração seja uniforme aos níveis de renda encontrados na região.....	83
Gráfico 24: Redução percentual de emissões por passageiro e magnitude da redução total de emissões por rota, pela distância percorrida no transporte fluvial	85
Gráfico 25: Potencial de redução das emissões de CO ₂ com a aplicação dos transportes de hidroaviação	86
Gráfico 26: Distribuição do número de projetos de aeronaves recenseados na base paramétrica em relação aos dispositivos de flutuação utilizados	94
Gráfico 27: Número de tipos de hidroaviões utilizados por operadores comerciais, divididos em relação aos dispositivos de flutuação utilizados	95
Gráfico 28: Operadores Comerciais de aeronaves aquáticas por fabricante e modelo de aeronave operada	95
Gráfico 29: Análise paramétrica do comprimento do casco em relação à raiz quadrada do MTOW para aeronaves com casco na fuselagem.....	96
Gráfico 30: Fração de peso vazio das aeronaves da base paramétrica em relação ao peso máximo de decolagem comparada com os dados obtido na bibliografia	97

Gráfico 31: Análise paramétrica da potência (kW) x massa (kg) de diversos motores a combustão interna certificados e não certificados com aplicações em aeronáutica	98
Gráfico 32: Velocidades máximas em voo horizontal propulsado x capacidade de passageiros e tripulação dos hidroaviões estudados	98
Gráfico 33: Envergadura das aeronaves estudadas em relação ao peso máximo de decolagem	99
Gráfico 34: Relação entre V_s , W_l , $C_{L_{max}}$ e MTOW para as aeronaves da base paramétrica	103
Gráfico 35: Relação entre $C_{L_{Max}}$ (limpo) e AR para as aeronaves da base paramétrica.....	104
Gráfico 36: Distância de decolagem x MTOW para hidroaviões e anfíbios recenseados na base paramétrica	105
Gráfico 37: Custo de aquisição de baterias de lítio integradas (powerpacks).....	113
Gráfico 38: Evolução prevista da densidade energética de baterias disponíveis comercialmente (powerpacks).....	113
Gráfico 39: Comparação de dados experimentais com simulações computacionais de arrasto de casco em escala.....	115
Gráfico 40: Ciclos de carga aproveitáveis das baterias por ano de fabricação.....	136
Gráfico 41: Linhas de transporte de hidroviário de passageiros na Amazônia por distância e percentual acumulado	148
Gráfico 42: Variação do custo no ciclo de vida por hora de voo por quantidade de aeronaves da série de produção para aeronaves certificadas com 6 ocupantes, dólares ano base 2019..	150
Gráfico 43: Variação do custo no ciclo de vida por hora de voo por quantidade de aeronaves da série de produção para aeronaves certificadas com 6 ocupantes, dólares ano base 2030..	150
Gráfico 44: Mercado global de aeronaves de hidroaviação, em aeronaves por região	158
Gráfico 45: Estimativas anuais de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado.....	160
Gráfico 46: Estimativas de penetração do modal de hidroaviação em relação ao modal fluvial na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado.....	160
Gráfico 47: Estimativas anuais de penetração do modal de hidroaviação na região amazônica por distância de rota fluvial, para aeronaves com projeto atual e otimizado.....	161
Gráfico 48: Estimativas anuais de valores totais de rotas de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado	161
Gráfico 49: Estimativas anuais de RPK do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado	162
Gráfico 50: Estimativas anuais de faturamento por tipo de serviço do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto otimizado	162
Gráfico 51: Redução de emissões no transporte de passageiros na Região Norte do Brasil devido ao emprego de hidroaviões elétricos, matriz energética 100% limpa	163
Gráfico 52: Redução de emissões no transporte de passageiros na Região Norte do Brasil devido ao emprego de hidroaviões elétricos, matriz energética atual da Região Norte do Brasil	164
Gráfico 53: Reduções percentuais e totais de emissões por linha de transporte, em relação à distância percorrida pelo modal fluvial	165

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Comparação ilustrativa de classes de aeronaves e limitações	34
Tabela 2: Estado do Mar.....	34
Tabela 3: Características construtivas e de performance de embarcações representativas da frota do transporte de passageiros na Amazônia	52
Tabela 4: Características compiladas das embarcações engajadas no transporte fluvial de passageiros e misto	53
Tabela 5: Emissões de CO ₂ e outros gases de efeito estufa para embarcações	57
Tabela 6: Potencial de efeito estufa em 100 anos equivalente ao dióxido de carbono.....	57
Tabela 7: Emissões de CO ₂ no transporte fluvial por estado amazônico em 2017.....	59
Tabela 8: Estimativa de emissões da frota de embarcações de passageiros, uso misto e privado na Região Norte do Brasil	61
Tabela 9: Custo operacional por hora de voo de hidroaviões.....	63
Tabela 10: CASK de operação de hidroaviões.....	65
Tabela 11: Grupos de passageiros do sistema hidroviário Amazônico por rendimento	70
Tabela 12: Grupos populacionais da Região Norte do Brasil por rendimento	70
Tabela 13: Horas anuais de voo por tipo de operação.....	78
Tabela 14: Emissões de gases estufa devido à queima de gasolina de aviação.....	84
Tabela 15: Comparação de performance entre as variantes terrestres e aquáticas da aeronave Paternavia P68	92
Tabela 16: Metodologias de Estimativa de Custos.....	106
Tabela 17: Requerimentos mínimos de performance para as categorias de aeronaves tipo...	111
Tabela 18: Fatores de cálculo de massa da aeronave	120
Tabela 19: Consumo por fase de voo não-deslocamento	128
Tabela 20: Variáveis de entrada do programa de estimativa de custos	135
Tabela 21: Taxas horárias por função	136
Tabela 22: Fatores de custo de materiais.....	137
Tabela 23: Fatores globais de horas e custos para aeronaves de aviação geral subsônicas ...	138
Tabela 24: Ponderação de fatores globais de horas e custos por base certificadora, para aeronaves de aviação geral subsônicas.....	138
Tabela 25: Premissas de operação das aeronaves.....	141
Tabela 26: Custo de insumos e mão de obra operacionais diretos	141
Tabela 27: Itinerário representativo da navegação fluvial longitudinal de longo curso na Amazônia, da embarcação San Marino III na rota Belém - Manaus.....	148
Tabela 28: Características das aeronaves otimizadas (UL-US, UL-BR e LSA), base de custos dólares 2019.....	154
Tabela 29: Características das aeronaves otimizadas (FAR4 e FAR6), base de custos dólares 2019	155

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

2T	ciclo térmico de 2 tempos
4T	ciclo térmico de 4 tempos
AC	aeronave
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ALE	Aeronave Leve Esportiva
AM	Estado do Amazonas
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional do Petróleo
ANPEGE	Associação Nacional de Pós-Graduação e Pesquisa em Geografia
ANTAQ	Agência Nacional de Transporte Aquáticos
AP	Estado do Amapá
APER	L'Association pour la plaisance éco-responsible
ASTM	American Society for Testing and Materials
BITRE	Bureau of Infrastructure and Transport Research Economics - Australia
BNDES	Banco Nacional de Desenvolvimento Econômico e Social
BNEF	Bloomberg New Energy Finance
BRL	reais brasileiros
CASK	cost per available seat kilometer
CFD	Computer Fluid Dynamics
CFH	Cost per flight hour
CH4	gás metano
CNT	Confederação Nacional dos Transportes
CO2	dióxido de carbono
CO2e	emissões CO2-equivalente
DAPCA	Development and Production Costs for Aircraft
DATASUS	Departamento de Informática do Sistema Único de Saúde do Brasil
DHC	DeHavilland Canada
DIEESE	Departamento Intersindical de Estatística e Estudos Socioeconômicos

DPC	Diretoria de Portos e Costas - Marinha do Brasil
EASA	European Aviation Safety Agency
EBAA	European Business Aviation Association
EC	European Comission
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
EPA	Environmental Protection Agency
EPE	Empresa de Pesquisas Energéticas
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
FH	hora de voo
FMI	Fundo Monetário Internacional
Fn	Número de Froude
GDP	Gross Domestic Product - Produto Interno Bruto
GESET3/AI	Grupo Setorial - Área de Infraestrutura – BNDES
GWP	Global warming potential, potencial de aquecimento global de gases estufa
hp	horse power
h	hora
IATA	International Air Transport Association
IBGE	Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
ICAO	International Civil Aviation Organization
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
IPCC	Intergovernmental Panel on Climate Change
ISG	Índice de susceptibilidade geográfica
kg	quilograma
km	quilômetro
kW	Quilowatt
kWh	Quilowatt-hora
LSA	Light Sport Aircraft
l	litro
m	metro

MCP	Maximum Continuous Power, Potência Máxima de Operação Contínua
MEW	Maximum Empty Weight, Peso Máximo Vazio
min	minuto
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MTOW	Maximum Takeoff Weight, Peso máximo de Decolagem
N	Newtons
N ₂ O	óxido nitroso
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
OAS	Organization of American States
ONS	Operador Nacional do Sistema
PA	Estado do Pará
PAX	passageiros ou ocupantes
PIB	Produto Interno Bruto
PIC	Plan Industriel et Commercial
PMBOK	Project Management Body of Knowledge
PMI	Project Management Institute
PRASM	System Passenger Revenue per Available Seat Mile
R\$	reais brasileiros
RAM	Rapid Access Memory
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RBAC	Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil
Re	Número de Reynolds
RIPSA	Rede Interagencial de Informações para a Saúde
RMS	Root Mean Square, Raiz Quadrática Média
RO	Estado de Rondônia
RPK	Revenue passenger-kilometer
s	segundo
S&OP	Sales and Operations Planning
SEEG	Sistema de Estimativa de Emissões de Gases de Efeito Estufa
SFC	consumo específico

SIN	Sistema Interligado Nacional
SNA	Sindicato Nacional dos Aeronautas
SNEA	Sindicato Nacional das Empresas Aeroviárias
STOL	Short Takeoff and Landing
t	toneladas
UFPA	Universidade Federal do Pará
UL-BR	ultraleve brasileiro
UL-US	ultraleve americano
USAF	United States Air Force
USD	dólares americanos
USP	Universidade de São Paulo
VH	velocidade máxima em voo horizontal da aeronave

LISTA DE SÍMBOLOS

ΔE	Balanço percentual de emissões
Δt	passo de tempo da simulação, s
a	aceleração instantânea da aeronave, m/s ²
A1	amplitude do primeiro termo da discretização em série de Fourier da distribuição da sustentação na asa
AC	número de aeronaves necessárias
AR	alongamento da asa
ASK	available seat-kilometers, quilômetros-assento disponíveis voados, PAX*km
B	boca da embarcação, m
B	envergadura, m
C	capacidade de carga da embarcação, t
c	corda da raiz da asa, m
C_{AC}	Custo por aeronave, USD
C_{aP}	custo de aviônicos do programa, USD
cat	categoria da aeronave
C_b	valor da bateria, USD
CB	coeficiente de bloco da embarcação
C_{bat}	custos de bateria por hora de voo, USD/h
C_{Cd}	custo de suporte ao desenvolvimento do programa, USD
C_{CH4}	fator de equivalência do impacto no efeito estufa de emissões de metano em relação ao gás carbônico
C_{D0}	coeficiente de arrasto de sustentação 0, arrasto parasita
C_{dep}	custos de depreciação por hora de voo, USD
C_{Di}	coeficiente de arrasto induzido
C_{disc}	custo de descarte por hora de voo, USD
C_e	capacidade das baterias, kWh
C_{el}	consumo por distância percorrida propulsionada por motor a elétrico, km/kWh
C_{elec}	custo de eletricidade por hora de voo, BRL
C_{em}	custo da motorização elétrica, USD
C_{eng}	custo de engenharia do programa, USD
C_{fe}	coeficiente de fricção de superfície
CFH	custo por hora de voo da aeronave contratada, BRL/h
C_{FT}	custo ensaio em voo do programa, USD
C_{fuel}	custo de combustível por hora de voo, BRL
C_f^x	custo do transporte fluvial total para um passageiro do grupo de renda x, BRL
C_{hangar}	custo de hangaragem por hora de voo, USD
C_{hcrew}	Custo de tripulante por hora de voo, BRL/h
C_{HD}	custo de operação direto por hora de voo, USD

C_{Hmaint}	Custo da hora de manutenção, BRL/h
C_{HT}	custo de operação total por hora de voo, USD
C_h^x	custo do transporte de hidroaviação total para um passageiro do grupo de renda x, BRL
C_{icl}	consumo por distância percorrida propulsão por motor a combustão, km/l
C_{ic}	custo do motor à combustão, USD
C_{ins}	custo de seguro por hora de voo, USD
C_k	custo de capital por hora de voo, USD
C_L	coeficiente de sustentação da asa
C_{Lmax}	coeficiente de sustentação máximo da asa
C_m	Consumo da missão
C_{maint}	custo de manutenção extra motor por hora de voo, BRL
C_{maintE}	custo de manutenção de motores elétricos por hora de voo, USD
$C_{maintIC}$	custo de manutenção de motores a combustão por hora de voo, USD
C_{MAT}	custo de matérias primas do programa, USD
C_{me}	consumo total da missão, kWh
C_{mfg}	custo de fabricação e manufatura do programa, USD
C_{N2O}	fator de equivalência do impacto no efeito estufa de emissões de óxido nítrico em relação ao gás carbônico emissões de óxido nítrico por litro de combustível utilizado
C_{oil}	custo de óleo por hora de voo, BRL
C_p	custo de sistemas de propulsão do programa, USD
C_P	Custo total de programa, USD
C_{Pkm}	consumo de combustível por passageiro-quilômetro transportado, l/(PAX*km)
C_{qc}	custo de controle de qualidade do programa, USD
C_{taxi}	consumo da fase de taxi
C_{Tkm}	consumo de combustível por tonelada-quilômetro transportada, l/(t*km)
C_{to}	Consumo de decolagem
C_{tool}	custo de ferramentaria do programa, USD
$C_{yhangar}$	Custo hangar anual, USD
C_{yins}	Seguro anual, USD
d	distância voada, km
D	distância de grande círculo entre duas localidades, km
D_f	Distância fluvial, km
d_{GPS}	desvio de rota em navegação direta por GPS
D_{hull}	arrasto do casco, N
D_m	alcance da missão, km
d_{prop}	diâmetro da hélice, m
D_{total}	arrasto total, N
E	emissões totais oriundas do transporte fluvial, kg
E_e	autonomia de voo para motores elétricos, h

E_H	Emissões de CO2 devidas ao modal de hidroaviação, t
E_h	autonomia total da aeronave, h
E_{ic}	autonomia de voo para motores a combustão, h
E_l	elasticidade de substituição modal
$E_{Pkm-CO2e}$	Emissões de CO2 equivalente por passageiro-quilômetro transportado, kg CO2e/(PAX*km)
E_{pre}	Energia não utilizada no deslocamento da aeronave, kWh
$E_{Tkm-CO2e}$	Emissões de CO2 equivalente por tonelada-quilômetro transportada, kg CO2e/(t*km)
F	tarifa para o percurso de transporte fluvial, BRL
FA	fator aeroportuário
f_{blade}	fator de pás da hélice
F_C	consumo de combustível por hora de operação, L/H
F_{Cd}	Fator de custo de suporte de desenvolvimento
FC_{FH}	consumo de combustível médio por hora de voo, l/h
FC_{ft}	Fator de custo de ensaio em voo
F_{CH4}	emissões de metano por litro de combustível utilizado, g/l
FC_{mat}	Fator de custo de materiais
F_{CO2}	emissões de dióxido de carbono por litro de combustível utilizado, kg/l
F_{cont}	razão da massa dos sistemas de controle em relação ao W0
$F_{delivery}$	fator de custo de logística da aeronave sobre custo total
F_{equip}	razão da massa dos equipamentos em relação ao W0
F_f	fator de forma de fuselagem
F_{Heng}	Fator de horas de engenharia
F_H^i	horas de voo anuais necessárias para suprir o requerimento de uma rota I, h
F_{Hmfg}	Fator de horas de fabricação
F_{Hqc}	Fator de horas de controle de qualidade
F_{Htool}	Fator de horas de ferramentaria
F_{Hy}	Horas de voo anuais, h
F_m	fator material
F_{Me}	fator de custo de manutenção de motores elétricos
F_{Mic}	fator de custo de manutenção de motores a combustão
F_{N2O}	emissões de óxido nitroso por litro de combustível utilizado, g/l
$F_{overhead}$	fator de custo de overhead corporativo sobre custo total da aeronave
F_{profit}	fator de custo de lucratividade sobre custo total da aeronave
FTA	Flight test article, aeronave de ensaio em voo
F_w	fator de massa da asa
G	aceleração da gravidade, 9,81 m/s ²
G	razão de subida máxima da aeronave em uma dada condição, dy/dx
G^x	fração do total da população presente no grupo populacional x
$H()$	função degrau unitário

H_{eng}	horas totais de engenharia
H_{mfg}	horas totais de fabricação
H_{qc}	horas totais de controle de qualidade
H_{tool}	horas totais de ferramentaria
I_k	taxa de juros anual
ISG	índice de susceptibilidade geográfica à implantação do modal de hidroaviação
L	quantidade de rotas estudadas
L	sustentação, N
L/D_{max}	razão de planeio máxima
lat_x	latitude da origem/destino
LD	eficiência aerodinâmica
$long_x$	longitude da origem/destino
LWL	comprimento na linha d'água da embarcação, m
M_c	fator global de custos materiais
M_{emp}	Material da empenagem
M_{FH}	Horas de manutenção por hora de voo (excluindo motor)
M_{fus}	Material da fuselagem
M_w	Material da asa
N	grupos de renda totais da discretização ou fator de carga última
N_{crew}	Tripulação
n_{eng}	número de motores por aeronave
n_{min}	fator de carga mínimo atingível, g
O	taxa de ocupação da aeronave
OH	overhead de operação
O_{PAX}	taxa de ocupação de passageiros
O_T	taxa de ocupação de carga
P	potência instantânea total da aeronave, kW
PAX	número de passageiros
P_f	passageiros anuais da linha fluvial
P_{fuel}	Custo do combustível, BRL/l
P_h	passageiros de hidroaviação em uma determinada rota
PIB/Capita	PIB per Capita do país
Pop	população
P_{power}	Custo da energia, BRL/kWh
P_{prop}	potência entregue pelo propulsor, kW
P_x	potência instantânea requerida para voo horizontal, kW
Q	quantidade de aeronaves fabricadas
$Q_{amazônia}$	quantidade de aeronaves necessárias para a operação do modal na Amazônia
Q_{global}	demanda total de aeronaves
R	faturamento operacional da linha aérea excluindo transporte de cargas, reais
R_{Hybrid}	alcance total da aeronave híbrida, km
r	raio terrestre equatorial, 6371 km

R^2	coeficiente de correlação quadrático de Pearson
R_{AC}	alcance da aeronave, km
R_e	alcance em cruzeiro para motores elétricos, km
R_{Ef}	Redução de emissões do transporte fluvial devido à substituição pelo transporte de hidroaviação, t
R_{eng}	Taxa horária de Engenharia e projeto, USD
RF	fração de voos de reposicionamento sobre as horas de voo totais
R_h	razão de penetração do modal de hidroaviação
R_H	resultante das forças horizontais, N
R_{ic}	alcance em cruzeiro para motores de combustão interna, km
RI	reserva de responsabilidade civil, USD
R_m	raio da missão, km
R_{mfg}	Taxa horária de Fabricação e linha de montagem, USD
RPK	revenue passenger-kilometers, número de quilômetros-passageiro pagantes voados, PAX*km
R_{qc}	Taxa horária de Controle de qualidade, USD
R_{tool}	Taxa horária de Ferramental e meios de produção, USD
RV	valor residual da aeronave ao fim da sua vida de serviço projetada
S	área da asa, m ²
s	semi-envergadura, m
S_{AC}	Valor de venda por aeronave, USD
SFC	consumo específico, kg/kWh
S_{fus}	área de superfície da fuselagem, m ²
S_H^x	renda horária do grupo de renda x, BRL/h
SL	Horas totais de vida em serviço projetadas, h
S_{ref}	área de referência da aeronave, m ²
T	massa de carga transportada, t ou empuxo gerado pelo grupo motopropulsor, N
T/O_d	distância de decolagem, m
t_{block}	“block time” da missão operacional normal média, em horas
TBO_e	tempo entre revisões pesadas de motores elétricos, h
TBO_{ic}	Time Between Overhaul, tempo entre revisões pesadas do motor a combustão, h
T_{climb}	tempo de subida, h
T_{cruise}	tempo de cruzeiro, h
T_E	calado da embarcação vazia, m
t_e	tempo de operação do motor elétrico da missão operacional normal média, h
T_f	tempo de transporte fluvial, h
T_h	block time, tempo total de operação da aeronave no trecho, h

t_{ic}	tempo de operação do motor a combustão dentro da missão operacional normal média, h
T_L	calado da embarcação cheia, m
$T_{Landing}$	tempo de aproximação e aterrissagem, h
T_r	reserva de empuxo, N
T_{taxi}	tempo de taxi em solo, h
T_{TO}	tempo de decolagem, h
U	utilização anual média da frota de aeronaves, h/ano
V	velocidade do veículo, km/h ou m/s
V_{Cruise}	velocidade de cruzeiro da aeronave, km/h
V_h	valor total anual da rota de hidroaviação, BRL
$V_{H\ MCP}$	velocidade máxima horizontal na maior potência contínua de operação, m/s
V_{hmax}	velocidade máxima em voo propulsado horizontal, m/s
V_s	velocidade de estol, m/s
V_{smax}	velocidade de estol máxima, m/s
V_{Xmax}	razão de subida máxima
V_{Ymax}	velocidade de subida máxima, m/s
W	massa instantânea da aeronave, kg
W_e	peso vazio da aeronave
W_e/W_{01}	limite de eficiência estrutural da aeronave, razão entre o peso vazio e o peso máximo de decolagem
W_{emp}	Material da empenagem
W_f	peso do combustível da aeronave, kg
W_{fAwf}	fator de peso por área de fuselagem
W_{fus}	massa da fuselagem, kg
W_h	massa sustentada pelo casco, kg
W_L	carregamento alar da aeronave, kg/m ²
W_o	MTOW
W_P	capacidade de carga da aeronave incluindo passageiros e tripulação, kg
W_{pre}	combustível não empregado no deslocamento da aeronave, kg
W_{prop}	massa da hélice, kg
W_{seat}	massa dos assentos e mobiliário interno, kg
W_w	massa da asa, kg
x	grupo de renda, ou distância do percurso, km
$XBRLUSD$	taxa de câmbio real dólar
x_e	distância percorrida propulsionada por motor elétrico, km
x_{ic}	distância percorrida propulsionada por motor a combustão, km
Y	ano de fabricação
$Yield$	tarifa quilométrica por passageiro, BRL/km
α_0	ângulo de incidência estrutural da asa
α_w	ângulo de washout da asa

η_e	eficiência de conversão de energia do sistema elétrico
η_{pr}	eficiência propulsiva
λ	razão de afilamento
ρ	densidade do fluido, kg/m ³
ρ_f	densidade do combustível, kg/l

Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	28
2. DEFINIÇÃO DO ESCOPO.....	31
PARTE I: ANÁLISE DE VIABILIDADE DA IMPLANTAÇÃO DO MODAL DE TRANSPORTE DE HIDROAVIAÇÃO NA BACIA AMAZÔNICA BRASILEIRA	35
3. INTRODUÇÃO À PROBLEMÁTICA AMAZÔNICA	36
4. OPORTUNIDADE LOGÍSTICA	38
5. ANÁLISE DA VIABILIDADE DE IMPLANTAÇÃO	41
5.1 Estado atual do transporte fluvial de passageiros e cargas na região amazônica	41
5.1.1 Tipos comuns de embarcações participantes do transporte fluvial na Amazônia	41
5.1.2 Características de performance das embarcações	52
5.1.3 Dimensões do transporte fluvial na Amazônia	53
5.1.4 Emissões de gases de efeito estufa e poluentes.....	55
5.2 Estimativa de custos operacionais de hidroaviões para transporte de passageiros e cargas	63
5.3 Identificação de eixos e rotas potenciais e estimativa de demanda.....	67
5.3.1 Transporte de passageiros	67
5.3.2 Transporte de cargas.....	81
5.4 Emissões de poluentes	84
PARTE II: PROJETO CONCEITUAL E OTIMIZAÇÃO DE HIDROAVIÕES ..	88
6. AUMENTO DA PENETRAÇÃO DE MODAIS DE TRANSPORTE	89

7. METODOLOGIA.....	89
8. ANÁLISE PARAMÉTRICA.....	90
8.1 Cascos flutuantes e flutuadores.....	91
8.2 Características de massa.....	96
8.3 Aerodinâmica.....	98
8.4 Performance e Motorização.....	104
9. DEFINIÇÃO DE MÉTRICAS DE OTIMIZAÇÃO.....	105
10. ANÁLISE DE PERFORMANCE DAS AERONAVES.....	109
10.1 Categorias de aeronaves analisadas.....	111
10.2 Dados de entrada.....	112
10.2.1 Motorização.....	112
10.2.2 Performance de casco.....	114
10.2.3 Aerodinâmica.....	117
10.2.4 Materiais construtivos.....	118
10.3 Estimativa de massa da aeronave.....	118
10.4 Performance em voo.....	121
10.5 Alcance e autonomia.....	124
10.6 Performance de decolagem.....	132
10.7 Análise econômica.....	135
10.7.1 Custos de desenvolvimento e fabricação.....	136
10.7.2 Custos operacionais.....	140

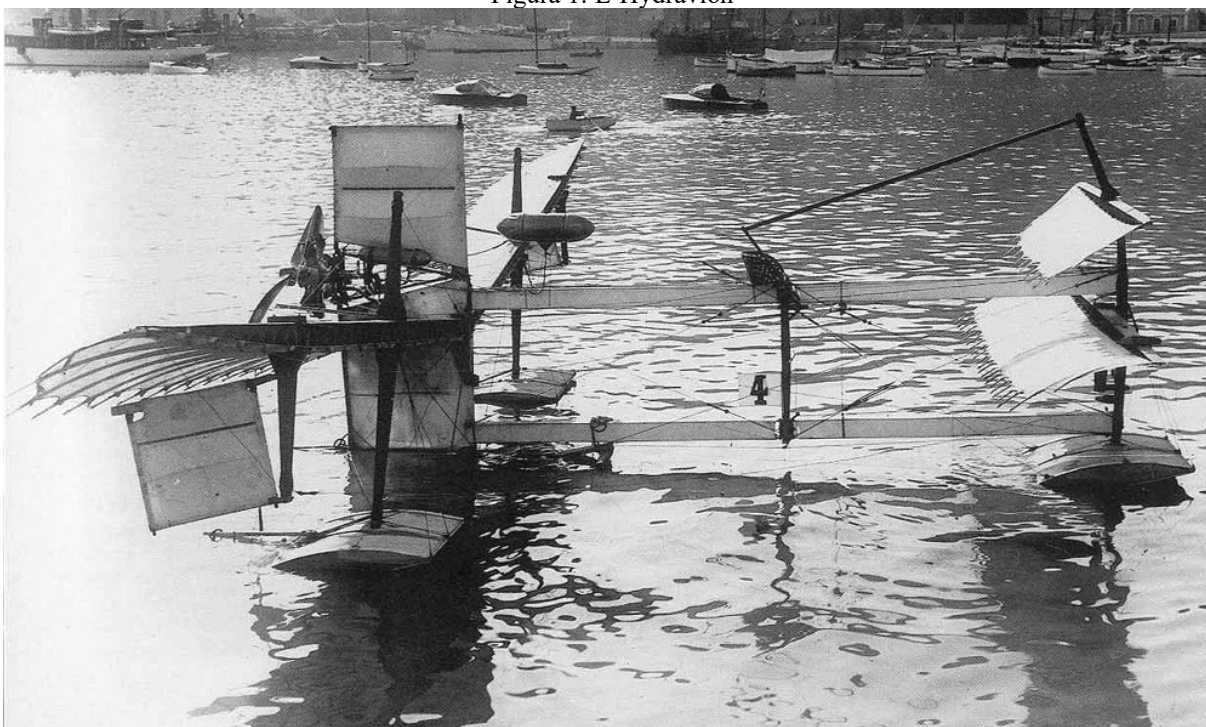
10.7.3 Custos de descarte e retirada de serviço.....	143
10.7.4 Custos totais	145
11. ANÁLISE DOS RESULTADOS.....	147
11.1 Motorização	149
11.2 Aerodinâmica.....	151
11.3 Materiais construtivos	152
11.4 Performance em voo	153
11.5 Custos e potencial de mercado	153
12. IMPACTO DA APLICAÇÃO DE NOVAS TECNOLOGIAS NO TRANSPORTE DE HIDROAVIAÇÃO AMAZÔNICO	159
12.1 Volume transportado	159
12.2 Emissão de poluentes	163
13. CONCLUSÃO.....	166
14. BIBLIOGRAFIA	169
APÊNDICE I - AERONAVES RECENSEADAS NA BASE PARAMÉTRICA 175	
APÊNDICE II – CÓDIGO DE ANÁLISE DE ASAS LIFTING LINE	179

1. Introdução

O hidroavião, hidroplano ou hidravião é o “avião que opera somente a partir de superfície aquática” (FERREIRA, 1999, p. 1042), pousando e decolando apenas na água. Já o avião anfíbio também pode operar a partir da terra. Neste texto, ambos os conceitos serão usados intercambiavelmente indicando aviões capazes de operar a partir da superfície aquática.

O primeiro voo de um hidroavião auto propellido foi realizado em 1910 na Étang de Berre, próximo à Marselha, no sul da França, por Henri Fabre (BESANÇON, 1910), mais de meia década após os primeiros voos de aeronaves motorizadas mais pesadas que o ar a partir da terra.

Figura 1: L'Hydravion

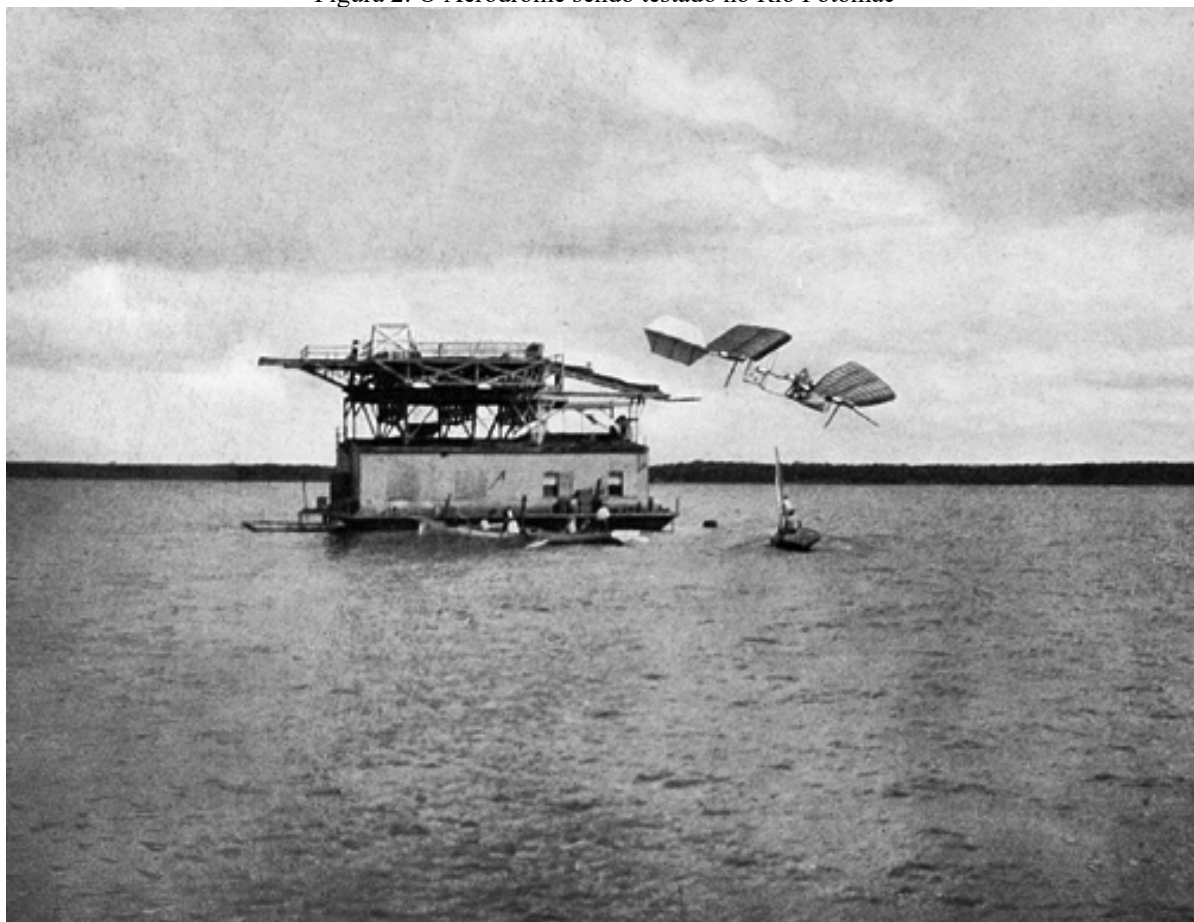


Fonte: (FABRE, 1910)

Tal atraso é devido principalmente à dificuldade inerente de se operar uma aeronave a partir da água com os motores de baixa potência específica disponíveis na época combinada com o arrasto extra causado pelos flutuadores durante a decolagem e em voo. Porém, com o desenvolvimento subsequente da tecnologia de motores a pistão, o hidroavião se tornou tão ou mais avançado que seus equivalentes terrestres. A decolagem e pouso na água oferecem grandes vantagens para a aviação, principalmente a não necessidade de uma estrutura exclusiva para tal, ao contrário das pistas e aeroportos da aviação terrestre, abrindo assim 2/3 da superfície terrestre como ponto de suporte para a aviação, e o fim da limitação das distâncias de decolagem e pouso,

possibilitando aeronaves mais otimizadas para a porção de cruzeiro do voo. Outra vantagem que se encontrava no desenvolvimento inicial da aviação eram as menores forças de impacto da água em comparação com a terra em caso de falha das aeronaves, o que possibilitava a aceitabilidade de um envelope de risco maior ao se efetuarem testes com hidroaviões, acelerando seu desenvolvimento (LANGLEY, 1903).

Figura 2: O Aerodrome sendo testado no Rio Potomac



Fonte: (LANGLEY, 1903)

Deste modo, as primeiras travessias transoceânicas foram realizadas por hidroaviões, que podiam pousar em alto mar e se reabastecer de navios suporte posicionados estrategicamente em seu percurso. Subsequentemente, evoluções nesta classe de aeronaves possibilitou que a primeira travessia transatlântica ininterrupta fosse realizada por um hidroavião (MUSEU TAM, 2010), entre outros pioneirismos.

Porém, a partir da Segunda Guerra Mundial, vários fatores contribuíram para a diminuição da importância dos hidroaviões, sendo os principais:

- o aumento vertiginoso no número de bases militares e pistas de pouso anexas, que no período do pós-guerra em sua grande maioria se converteram em aeródromos civis, negando a vantagem da não necessidade de infraestrutura;
- o desenvolvimento do motor a jato, que em suas iterações iniciais (turbo jato) oferecia relativamente pouco empuxo de decolagem em relação aos motores a hélice (WHITTLE, 1930), não podendo ser aplicado tão efetivamente na hidroaviação, além de problemas com spray de água nas ocasiões em que foi testado em plataformas aquáticas;
- visão negativa do público após o fim da segunda guerra e durante a guerra fria, uma vez que a missão para qual vários projetos do tipo foram criados desapareceu, e seu desenvolvimento continuava sendo financiado pelo contribuinte (Hughes H-4 Hercules, Saunders-Roe SR.A/1, Convair F2Y Sea Dart, Martin P6M SeaMaster como maiores exemplos).

Estes continuaram a ser utilizados em aplicações de nicho, como transporte em regiões remotas e combate a incêndios, mas nunca mais tiveram a importância de outrora.

Nas últimas décadas, apesar dos grandes avanços na ciência e tecnologia aeronáutica, poucos destes foram disseminados em suas aplicações no projeto e fabricação de hidroaviões, que têm, com exceções pontuais no emprego de motores convencionais de projeto mais recente e de materiais compósitos estruturais, basicamente a mesma tecnologia e otimização das aeronaves que voavam na década de cinquenta, e muitas vezes, são fabricadas ainda hoje com projetos daquele período.

Do mesmo modo, a performance dos hidroaviões, que anteriormente era compatível com aquela das aeronaves terrestres da mesma categoria, se encontra bastante defasada, não sendo incomum observar diferenças da ordem de 40-50% no consumo de combustível de aeronaves terrestres e anfíbias de um mesmo fabricante com missões e capacidades compatíveis, além de penalidades na velocidade de cruzeiro e alcance (SCODA, 2011), o que não é condizente com o ganho de arrasto apenas de fuselagem máximo da ordem de 25% em cruzeiro incorrido pelo uso de uma fuselagem com casco em comparação com uma fuselagem perfilada de maneira puramente aerodinâmica (PARKINSON, OLSON, *et al.*, 1943), desconsiderando ainda trens de pouso.

Deste modo, o estudo de melhorias e a incorporação de novas tecnologias ao projeto de hidroaviões é uma oportunidade dupla, tanto de otimizar o modal no seu emprego corrente quanto para permitir que os ganhos de eficiência obtidos permitam que seja empregado num escopo de situações maior, gerando ganhos de escala produtiva e operacional.

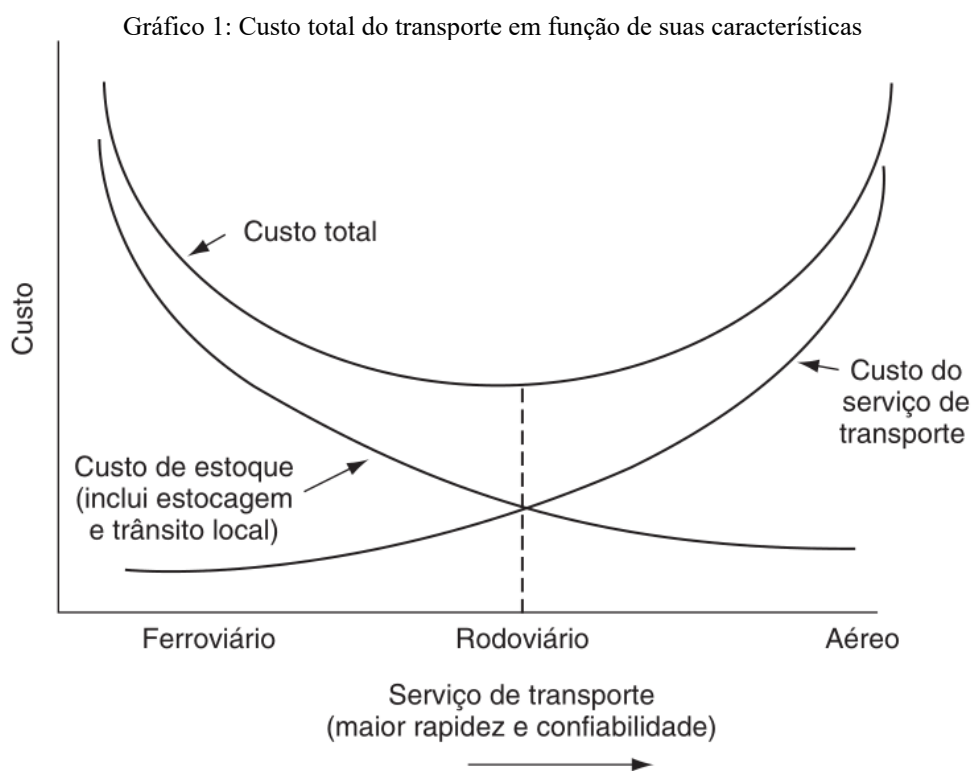
2. Definição do escopo

O problema logístico é um dos maiores empecilhos para a integração social e econômica de regiões como a Amazônia, o norte da América do Norte, a região central africana e o sudeste asiático. A necessidade de cruzar grandes corpos d'água, o clima inclemente, as grandes distâncias e a pequena densidade demográfica operam em conjunto para tornar o transporte terrestre uma opção pouco viável (GOVERNMENT OF PERU; ORGANIZATION OF AMERICAN STATES; UNITED NATIONS ENVIRONMENT PROGRAMME, 1987), o que torna o transporte hidroviário a opção mais comum nessas regiões, o que traz muitas desvantagens de um ponto de vista logístico e de produtividade. Devido à disponibilidade de dados estatísticos sobre a operação de transportes hidroviários (ANTAQ/UFPA, 2018) e à restrição geográfica à implementação de outros meios de transporte, este estudo se restringe na sua análise econômica à implementação de uma rede de transportes baseada em hidroaviação na bacia amazônica brasileira. A metodologia desenvolvida, porém, pode ser utilizada para a avaliação da implementação de uma rede de transportes de hidroaviação em qualquer região, dada a disponibilidade dos dados estatísticos necessários.

Mesmo que o modal aquático em larga escala seja mais eficiente que qualquer outra opção de transporte por tonelada (TRANCOSSI, 2016), os volumes de carga pouco expressivos comandados por essas regiões quando não produtoras de commodities primárias dificilmente atingirá um patamar que justifique o emprego de tais modais e desenvolvimento das infraestruturas necessárias para seu uso numa frequência que seja financeiramente viável. Assim sendo, o transporte aquático em regiões remotas deve ser feito em uma classe de peso bastante inferior, acarretando um dispêndio energético e consequentemente custos superiores, prejudicando ainda mais a inserção socioeconômica destas áreas na malha global.

Outra consequência preponderante do transporte aquático está na velocidade. No transporte de cargas, uma velocidade de transporte reduzida incorre num custo de capital maior devido ao estoque imobilizado no transporte, o que normalmente é compensado pelo menor custo de envio (BALLOU, 2006), como ilustrado no Gráfico 1. Este efeito, acoplado ao custo de transporte maior e à inviabilidade do uso do transporte rodoviário, exacerba os efeitos do isolamento geográfico. Este efeito é ainda mais aparente no transporte de pessoas, onde o tempo de transporte pode ser considerado quase que integralmente subtraído da sua produtividade, devido à baixa penetração das tecnologias de conectividade e trabalho remotos que amenizam esta situação em regiões mais desenvolvidas e do alto custo das alternativas como a internet via satélite, que custa hoje em dia ainda em torno de 1000 vezes mais que uma conexão via rede

móvel terrestre e tem velocidades inferiores a 1% desta. (AMAZON, 2019) (VIVO, 2019). Finalmente, uma vantagem da velocidade do modal aéreo em relação ao aquático é a impossibilidade da abordagem do modal por agentes antagonistas durante a fase de voo. As baixas densidades populacionais nas regiões visadas para a operação do modal normalmente apresentam uma presença estatal bastante diminuída e a garantia da lei e da ordem não é assegurada nesses locais, criando condições propícias para crimes de pirataria. Com um modal aeronáutico é possível reduzir drasticamente o risco deste tipo de abordagem, que só se torna possível em fases de operação de superfície, que ocorrerão preponderantemente na proximidade dos centros de concentração populacional urbana que contam com mais de 70% da população amazônica (BECKER, 2013, p. 11), mitigando este risco.



Fonte: (BALLOU, 2006)

A principal maneira de contornar estes problemas é através do uso do modal aeronáutico, que oferece velocidade e escalabilidade e apenas investimentos relativamente modestos em infraestrutura para a construção de pistas de aterrissagem.

Mas novamente, assim como no caso do transporte fluvial, diversas localizações não possuem a demanda mínima ou condições geográficas para tornar a construção e manutenção de aeródromos economicamente viável, e então o uso dos corpos d'água adjacentes como

plataforma de operações se torna uma opção interessante. Outro fator importante é a sazonalidade das condições de pluviosidade, que dificultam o uso das pistas na estação chuvosa.

Levando tudo isso em consideração, decidiu-se restringir esta pesquisa à aeronaves capazes de operar na água.

Devido às recentes modificações na legislação aeronáutica, facilitando e barateando a certificação e operação de aeronaves leves (Aeronaves Leves Esportivas – ALE ou LSA, atualização da RBAC 23 e RBAC 103 - ultraleves), esta pesquisa será direcionada principalmente às aeronaves de menor porte, com capacidade para seis ou menos passageiros, ou seja, até o nível 2 da FAR/RBAC 23, de acordo com a Tabela 1. As classes de aeronaves maiores e de maior complexidade, e além de já apresentarem concorrência e serem mercados bastante consolidados (DHC-2 Beaver, DHC-3 Otter, DHC-6 Twin Otter, Cessna Caravan Amphibian, Antonov AN-2 e outras conversões e acima disso Canadair CL-415, ShinMaywa US-2, Beriev Be-200, Harbin SH-5 e AVIC AG600 como hidroaviões / anfíbios puros), apresenta barreiras de entrada às novas tecnologias muito maiores devido aos maiores requisitos de certificação.

Como outros motivos para a definição deste escopo estão a falta de opções viáveis como meio de transporte nesta categoria de aeronave, que é ocupada principalmente por aeronaves de lazer e de luxo.

Tal restrição de tamanho certamente limita o estado marítimo e altura de ondas nas quais estas aeronaves podem operar na água (Tabela 2), porém as restrições são semelhantes àquelas sofridas por embarcações de superfície da mesma classe de peso em operação. Como em águas interiores e costeiras estas tendem a ser significativamente menores que em mar aberto (THE SOCIETY OF NAVAL ARCHITECTS AND MARINE ENGINEERS, 2003), os efeitos desta restrição na aplicabilidade deste modal é restrito. Adicionalmente, caso seja requerida uma capacidade de operação aérea sobre águas em estados do mar mais altos, requerendo uma certificação para condição de “ditching” (aterrissagem forçada em meio aquático no termo em inglês) nestas águas, podem ser empregadas medidas similares às utilizadas na aviação de asas rotativas, como flutuadores de emergência infláveis (DENANTE, AN TOMARCHI, *et al.*, 2007).

Tabela 1: Comparação ilustrativa de classes de aeronaves e limitações

País	Classe	Documento regulatório	Limite de massa	Condição do limite de massa	PAX máx.	VH MCP m/s	Vs m/s máx.
BR	Ultraleve	RBAC 103	200 kg MEW			51,4	
EUA	Ultraleve	FAR 103	115 kg MEW	Sem flutuadores	1	28,3	12,3
UE	Ultraleve	EC No 216/2008	495 kg MTOW	Hidroavião. Avião terrestre. 450kg	2		18,0
EUA, BR	ALE, LSA	ASTM	650 kg MTOW	Hidroavião. Avião terrestre. 600kg	2	61,7	23,1
Global	FAR 23 aeronave primária	FAR 23 pré emenda 64	1530 kg MTOW	Hidroavião. Avião terrestre 1230kg	4		31,4
Global	FAR 23 normal	FAR 23 pré emenda 64	5700 kg MTOW		9		
Global	FAR 23 Commuter	FAR 23 pré emenda 64	8618 kg MTOW		19		
Global	FAR 23 Level 1	FAR 23 emenda 64	8618 kg MTOW		1		
Global	FAR 23 Level 2	FAR 23 emenda 64	8618 kg MTOW		6		
Global	FAR 23 Level 3	FAR 23 emenda 64	8618 kg MTOW		9		
Global	FAR 23 Level 4	FAR 23 emenda 64	8618 kg MTOW		19		

Tabela 2: Estado do Mar

Estado do Mar	Altura de onda máxima m	Velocidade do vento máxima m/s RMS (a 10m acima da superfície)
0	0	<0,5m/s
1	0,6	5,1
2	1,3	7,2
3	1,7	8,7
4	2,3	10,3
5	4,0	12,9
6	6,4	16,5
7	12,3	22,6
8	18,8	28,3

Fonte: (GILLMER e JOHSON, 1982)

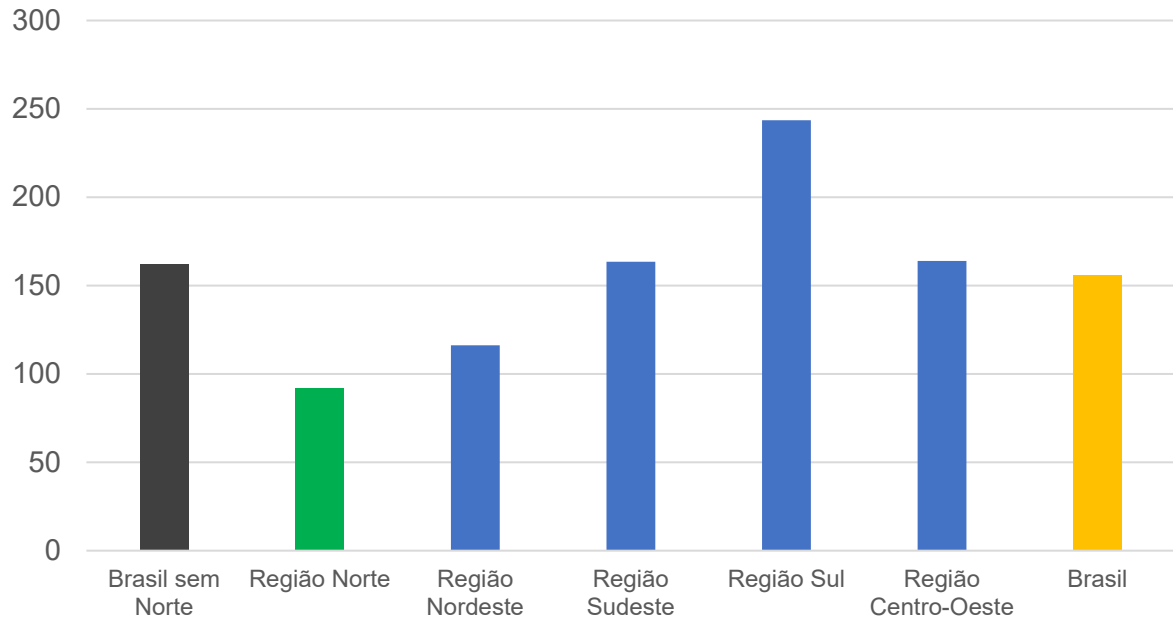
Parte I: Análise de Viabilidade da Implantação do Modal de Transporte de Hidroaviação na Bacia Amazônica Brasileira

3. Introdução à problemática amazônica

O desenvolvimento econômico da Amazônia brasileira tem sido, desde a chegada dos europeus na América, sujeita ao caráter único e desafiador do ambiente da floresta equatorial (BECKER, 2013). A atividade econômica, principalmente de cunho extrativista, propicia historicamente a formação de pequenos núcleos populacionais esparsos utilizados como plataformas logísticas, militares e produtivas. A permanência e desenvolvimento desses núcleos foi sempre sujeita a ciclos de crescimento e decadência devido à viabilidade econômica da cultura extrativista desenvolvida nos locais, em seus diversos ciclos econômicos (caça ao índio, borracha, mineração, obras de infraestrutura, entre outros), que não atingem a massa crítica necessária para possibilitar a criação de uma economia local sedimentada, competitiva e resiliente, salvo raras exceções, normalmente ligadas à implantação de infraestrutura administrativa estatal ou políticas desenvolvimentistas governamentais (capitais estaduais, destacamentos militares, Zona Franca de Manaus).

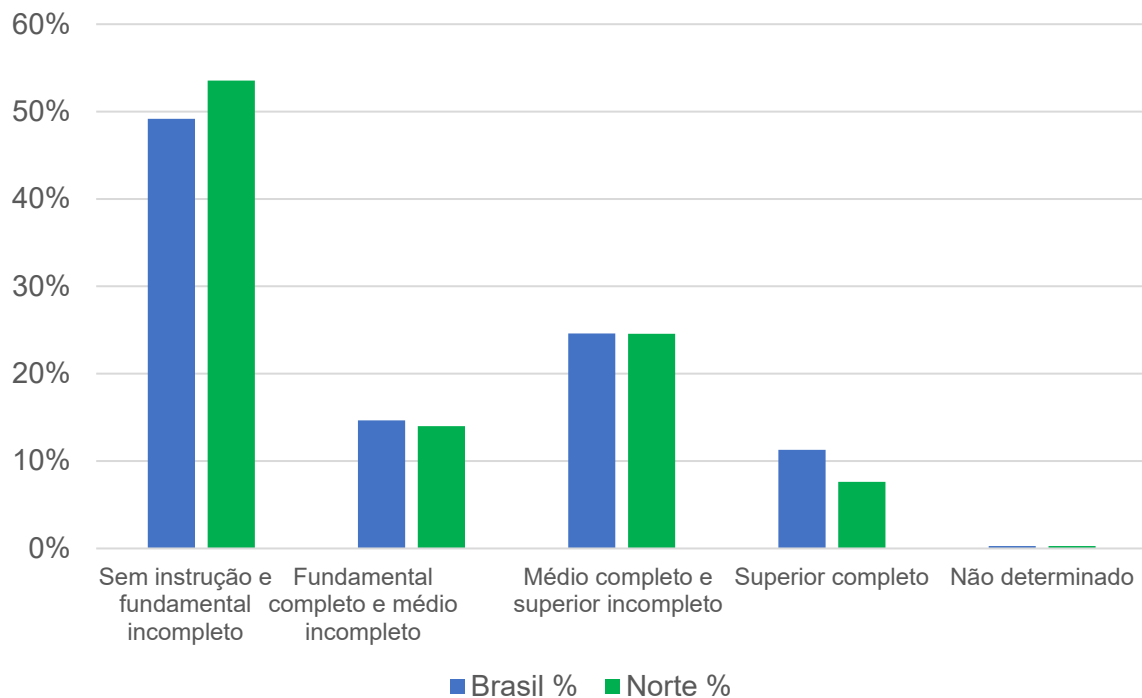
Um dos principais motivos para essa redução do crescimento e estagnação dos assentamentos menores que venham a ser criados eventualmente como base para atividades econômicas extrativistas no seu ocaso se dá pela incapacidade de diversificação econômica que possa mutualizar a perda da atividade econômica inicial, a criação de “trabalho novo” (JACOBS, 1969). A região amazônica é particularmente resistente à diversificação econômica devido à baixa atratividade para atividades de alto valor agregado devido às condições ambientais (calor, umidade), grandes distâncias e altos custos logísticos, que formam um impedimento natural à dinamização econômica da região. A atratividade para profissionais e indústrias de alto valor agregado também é bastante comprometida pelo tamanho dos municípios da região: na região norte do Brasil, existem apenas 6 cidades que não são capitais de estado com mais de 100.000 habitantes fora do estado do Pará, este último contando com 17 cidades que ultrapassam a marca (IBGE, 2019). Consequência disso pode ser vista nos gráficos 2 e 3 a seguir. No gráfico 2, é apresentado o número de estabelecimentos de saúde por 100.000 habitantes por região brasileira (DATASUS, 2020), onde é visível que a região norte possui 43% menos estabelecimentos de saúde por habitante que o restante das regiões brasileiras. Já no Gráfico 3, o grau de escolaridade médio do Brasil como um todo é comparado com aquele da região Norte, e percebe-se que existe uma discrepância desfavorável a esta em todos os níveis acadêmicos (IBGE, 2011).

Gráfico 2: Instalações de saúde por 100.000 habitantes no Brasil por região geográfica



Fonte: (DATASUS, 2020)

Gráfico 3: Grau de instrução obtido por percentual da população



Fonte: (IBGE, 2011)

É importante notar que a maior concentração de núcleos urbanos no estado do Pará se correlaciona justamente com a maior facilidade logística deste em relação aos outros estados amazônicos, com a presença da costa atlântica, eixos de transporte não fluviais, e proximidade

geral aos outros núcleos econômicos brasileiros. A concentração de serviços, diversidade de opções culturais e disponibilidade de serviços de saúde, em núcleos populacionais menores é inferior àquela disponível nos grandes centros (MINISTÉRIO DA CIDADANIA / SECRETARIA ESPECIAL DA CULTURA, 2019) (MINC, 2010) (CAESAR, 2017) e isso se reflete nas baixas taxas de disponibilidade desses serviços na região norte em comparação com o resto do país (RIPSA, 2008).

4. Oportunidade Logística

A característica logística principal da região amazônica é sua extensa rede fluvial que exerce papel análogo às redes de transporte terrestres em outros locais com menos disponibilidade de rios, o que pode ser visto no mapa da Figura 3.

Figura 3: Mapa Rodoviário Federal Brasileiro com rios principais



Fonte: (MINISTÉRIO DA INFRAESTRUTURA, 2019)

O custo operacional por quilômetro do modal hidroviário é inferior àquele do transporte rodoviário, preponderante no restante do Brasil, porém, com os volumes de carga maiores e menores velocidades de tráfego, ele se torna bastante caro para produtos de alto valor agregado e de pessoas quando se adiciona ao custo de transporte o valor do capital parado e da perda de produtividade ao custo total do transporte. Assim, para tais tipos de carga e para o transporte de passageiros, se torna interessante a implantação de um modal de maior velocidade para servir essas regiões. Mas os custos de infraestrutura para implementação de outros modais, como pistas de pouso, estradas e ferrovias inviabilizam tais projetos devido ao baixo desenvolvimento econômico e demanda local, e do mesmo modo, a baixa conectividade logística não permite o desenvolvimento de trabalho novo de maneira dinâmica nos aglomerados populacionais da região, retroalimentando e perpetuando a dinâmica do subdesenvolvimento amazônico (BECKER, 2013). Além disso, de um ponto de vista conservacionista, a implementação de infraestrutura de transportes terrestres, além de acarretar diretamente a perda da cobertura vegetal sobre a qual a infraestrutura está implantada, foi identificado como sendo o fator mais fortemente correlacionado com o desmatamento na Amazônia (SOARES-FILHO, GARCIA, *et al.*, 2008), como pode ser ilustrado pela vista aérea da região próxima à BR-163 em Belterra, Pará (Figura 4).

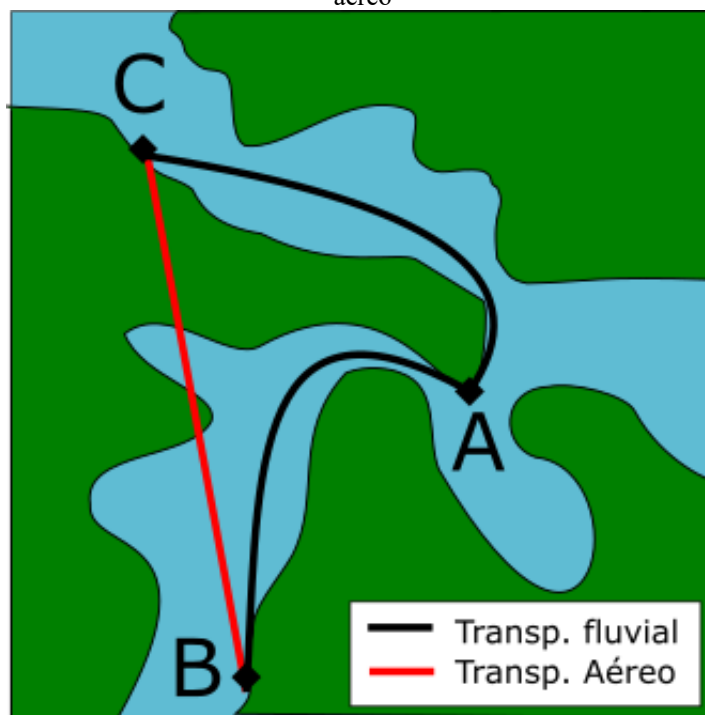
Figura 4: Vista aérea da BR-163 sobre o município de Belterra, Pará, Brasil



Fonte: Arquivo pessoal

Neste aspecto, o hidroavião se apresenta como o modal perfeito para a quebra deste ciclo. Necessitando de um mínimo de infraestrutura inicial, como um píer ou cais para embarque e desembarque de pessoas e carga, disponível em virtualmente todas as localidades na margem de rios na bacia amazônica, pode operar de qualquer lugar na região no período de cheia ou seca em pequenos trechos de água de baixa profundidade e descarregar direto nas praias fluviais, enquanto o tráfego fluvial fica comprometido pelo baixo nível dos rios e pelos bancos de areia que se formam nesses. Rápido, maximiza a produtividade e reduz os custos de capital do transporte de carga, além de possibilitar o transporte rápido de materiais e produtos sensíveis ao tempo, como materiais biológicos, remédios e perecíveis, possibilitando a implantação de novas atividades produtivas na região. Além disso, o fato de independe de ligações diretas por terra possibilita o intercâmbio direto entre pares de cidades atualmente separados pela geografia fluvial da região, dinamizando os intercâmbios comerciais e aumentando a eficiência econômica regional, como pode ser visto na Figura 5 abaixo. Por último, custa atualmente até 70% menos para operar do que o outro modal de mesma categoria de peso capaz de realizar tal missão, o helicóptero (ACPM, 2020), e possui performance e alcance superiores.

Figura 5: Ligação aérea direta entre pares de cidades em braços de rio paralelos possibilitada pelo transporte aéreo



Fonte: Próprio autor

Deste modo, procurou-se quantificar o potencial econômico inicial de uma rede de transportes de hidroaviação implementada na Amazônia brasileira, em substituição parcial às

linhas de transporte fluvial de passageiros atuais, através da metodologia descrita no capítulo seguinte.

5. Análise da Viabilidade de Implantação

Foi feito um levantamento sobre o estado atual da implementação do modal fluvial na Amazônia através de levantamento bibliográfico e pesquisa de campo. Posteriormente, a análise de potencial econômico foi realizada em duas partes: estimativa de custos operacionais de um modal de hidroaviação e estimativa de demanda. Os dados da estimativa de custos operacionais foram utilizados como insumo para a estimativa de demanda atual. A metodologia desenvolvida na estimativa de demanda atual foi utilizada na segunda parte do trabalho para a estimar o impacto da redução de custos operacionais com o desenvolvimento de um modal especializado para a missão.

5.1 Estado atual do transporte fluvial de passageiros e cargas na região amazônica

5.1.1 Tipos comuns de embarcações participantes do transporte fluvial na Amazônia

O transporte fluvial de passageiros e cargas na região amazônica atualmente é realizado por prestadores particulares, que operam embarcações de diversas classes, desde canoas com capacidade para duas pessoas e propulsão humana em pequenas rotas de travessia a navios com casco em aço de grande tonelagem. Uma breve apresentação ilustrativa dos principais tipos de embarcações encontrados será feita a seguir como referência geral, dada a inexistência de fonte definitiva pertinente ao assunto. Devido à subjetividade geral na atividade náutica na classificação das embarcações, o que não é diferente na região amazônica, serão utilizados aspectos construtivos, de motorização e de capacidades operacionais para a apresentação dos tipos de embarcações, respeitando as classificações informais existentes. Posteriormente, as características de embarcações representativas serão expostas paralelamente para contraste.

5.1.1.1 Canoas ou catraias

Embarcações tradicionais construídas em madeira (Figura 6), as canoas possuem pequena capacidade de passageiros e carga, propulsão humana através de remo por canoeiro (adaptações podem ser feitas para o uso de motores). Seu uso é relegado ao transporte local, em escala subquilométrica ou quilométrica e em pequenas travessias. Também são extensivamente utilizadas para o transporte pessoal e a pesca. Podem ser utilizadas nos menores cursos d'água, sendo frequentemente as únicas embarcações capazes de operar em igarapés e rios durante a estação seca amazônica (Figura 7).

Figura 6: Detalhe construtivo de canoa amazônica de madeira



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 7: Canoa amazônica em curso de rio durante a seca



Fonte: Arquivo pessoal

Devido ao aspecto histórico do seu uso, baixo custo e complexidade operacional, as canoas são bastante difundidas na região. Pelo fato de não disporem de motores, sua operação não é regulamentada pela Marinha. Portanto, não possuem dispositivos de segurança obrigatórios. Têm dificuldade para operar em águas agitadas devido ao baixo calado e boca estreita.

5.1.1.2 Rabeteiras

Pequenas embarcações providas de motor 2 tempos refrigerado a ar de até 10 hp em média, com eixo de transmissão alongado linear direto entre o motor e a hélice, conhecido como rabeta (Figura 8). O motor é montado na popa da embarcação através de um pivô que oferece liberdade de movimento nos eixos de inclinação e guinada, dispensando o uso de leme para controle. É controlado a partir de uma barra de motor pelo rabeteiro. Têm capacidade para até seis pessoas e até 6 m de comprimento, limitadas devido à potência do motor, e grande capacidade de manobra e de operação em regiões de baixa profundidade e com presença elevada de material flutuante na água, devido ao baixo calado e do posicionamento do propulsor. Atinge velocidades de até 15 km/h quando em condição de casco limpo e pouco carregada. O casco pode ser de construção tradicional em madeira ou alumínio (Figura 8 e Figura 9), e pode ser provida de bancos transversais, assentos com encostos e cobertura para conforto dos passageiros.

Figura 8: Rabeteira de construção tradicional em igarapé. Está visível o motor e eixo de transmissão na popa, demonstrando a grande capacidade de movimento e manobra deste



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 9: Rabeteira com casco de alumínio



Fonte: Arquivo pessoal

5.1.1.3 Voadeiras

As voadeiras são barcos de alumínio com comprimento variando de 6 a mais de 12 m, com boca de 1,20 m a 2,50 m, propulsionadas por motor de popa de 2 ou 4 tempos, com potências variando 15 hp até mais de 80 hp (Figura 10). Possuem capacidade de 5 a mais de 25 passageiros. A velocidade de operação é dependente do motor equipado, mas normalmente é superior a 20 km/h em cruzeiro, podendo chegar a mais de 40 km/h em modelos mais potentes, porém com grande penalização de consumo de combustível e autonomia. O controle direcional é feito através da variação do ângulo do eixo de propulsão em relação ao eixo longitudinal do barco, sem uso de leme. Podem ser dotadas de atuadores permitindo o controle do barco em posições mais avançadas (Figura 11), ou possuir apenas uma barra de motor para controle. Possuem um nível de conforto superior, normalmente com bancos acolchoados e cobertura retrátil. De maior calado e potência que as rabeteiras, são capazes de operar em águas até o estado de mar 2, porém com o conforto dos passageiros bastante comprometido devido à baixa inércia e pequeno tamanho em relação ao comprimento das ondas encontradas.

Figura 10: Diferentes tipos de voadeiras



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 11: Voadeira. A posição de condução avançada é visível na segunda fileira de bancos a partir da proa



Fonte: arquivo pessoal

5.1.1.4 Barcos regionais ou navios motores (N/M)

Navios motores ou barcos regionais são a base do transporte de passageiros e cargas na região norte do Brasil. Construídos em madeira com técnicas tradicionais, propulsados por um ou mais motores centrais, são controlados através de timão e leme e movidos preponderantemente a diesel mas também por motores a gasolina, com potência mínima de 100 hp e velocidade de cruzeiro média de 15-20 km/h. Possuem um ou mais decks para passageiros e carga, com assentos, cabines individuais ou compartilhadas e/ou espaço para redes como acomodações. Medem ao menos 10 m de comprimento, 2 m de boca, como é ilustrado pelas Figura 12 e Figura 13 a seguir. Devido à construção em madeira e grande área de flutuação, o calado permanece bastante raso, possibilitando o embarque e desembarque em praias mesmo durante a seca amazônica, capacidade fundamental para operação em portos não preparados e vilarejos na região (Figura 13). Seu tamanho e potência faz com que possam operar em todas as condições náuticas encontradas na bacia amazônica. Possuem grande autonomia, devido ao uso de motores econômicos (diesel ou gasolina 4 tempos), o que aliado à grande capacidade de carga e combustível os permite realizar rotas de longo curso por toda a extensão dos rios da região sem necessidade de reabastecimento frequente.

Figura 12: Barco regional Amanda Costa. Possui um deck de passageiros com acomodação em redes e porão



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 13: Barcos regionais atracados na praia em Santarém, Pará, durante a seca amazônica



Fonte: Arquivo pessoal

5.1.1.5 Lanchas rápidas, Ajato ou expressas

Evolução recente no transporte de passageiros na Amazônia, possuem formato alongado que possibilita que atinjam altas velocidades, ao serem equipadas de motores de alta potência (Figura 14). Nos modelos de maior tamanho, pode atingir velocidades médias de até 50 km/h e levar até 130 passageiros (QUEIROZ, 2019). Tem seus cascos fabricados em alumínio, fibra de vidro ou aço. Sua característica preponderante é o deck coberto por superestrutura em fibra de vidro com grandes janelas cobertas por vidro ou policarbonato. Tal configuração possibilita o condicionamento do ar da cabine, aumentando o conforto dos passageiros. Internamente, possuem assentos acolchoados semelhantes aos encontrados em ônibus de turismo, e em modelos maiores podem possuir cabines privadas. Modelos maiores possuem um deck de passageiros e um porão, enquanto modelos menores seguem configuração semelhante à das voadeiras, com um deck posicionado próximo dentro do casco sem espaço para porão. Devido à alta potência desenvolvida, o consumo de combustível é consequentemente elevado e sua autonomia é comprometida, devendo efetuar paradas de reabastecimento em portos preparados em trechos de longo curso, ao redor dos quais seus serviços são organizados (Figura 15).

Figura 14: Expresso no rio Tapajós (arquivo pessoal)



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 15: Cais e flutuadores para embarque em lanchas expressas em Santarém



Fonte: Arquivo pessoal

5.1.1.6 Empurradores e chatas ou barcas

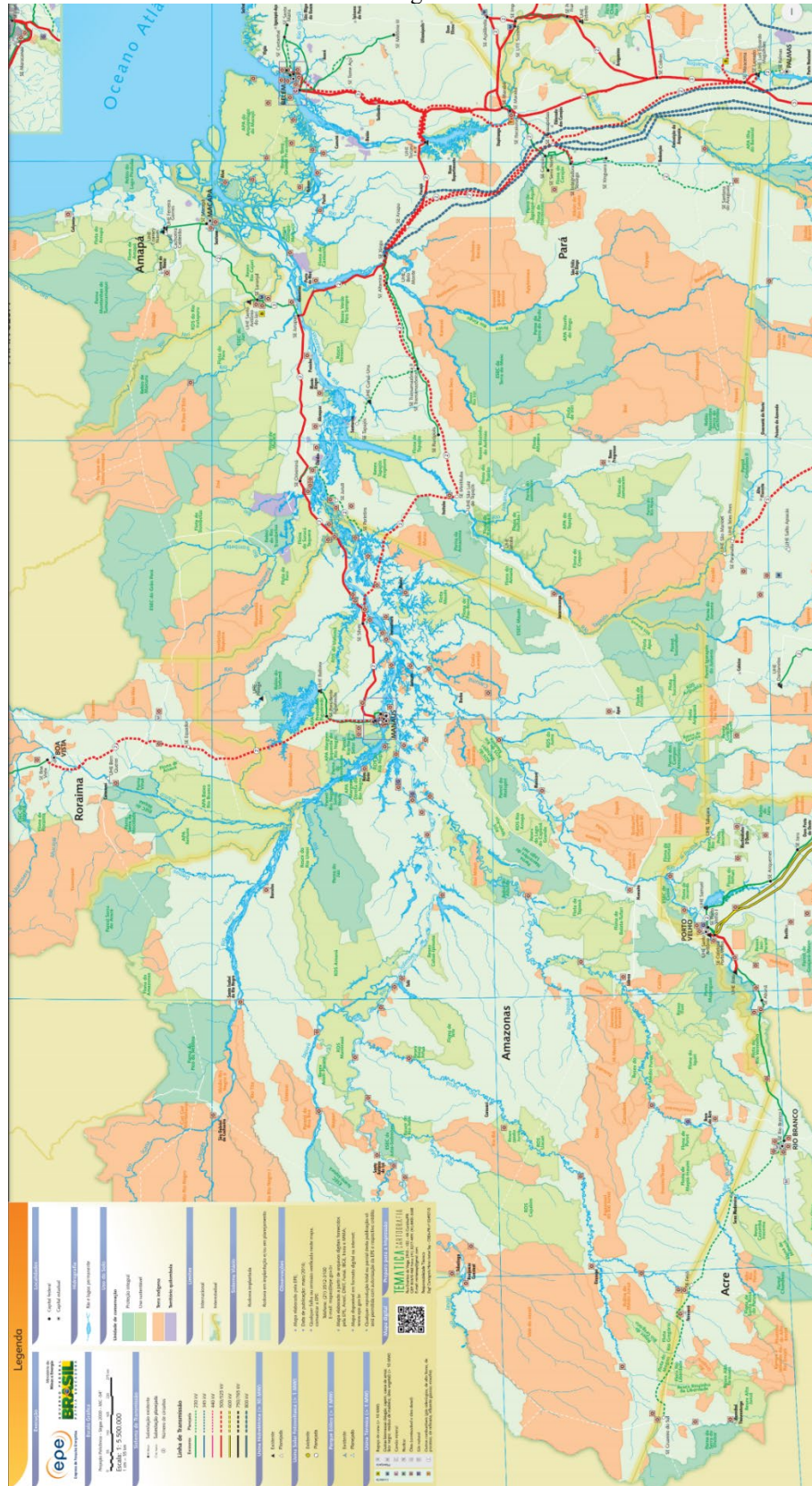
As chatas são embarcações de fundo chato e área de flutuação retangular, destinadas ao transporte de granéis líquidos ou secos. Na Amazônia, a grande maioria não possui propulsão própria, sendo que seu movimento é provido através de empurradores (Figura 16), pequenos navios de grande robustez estrutural e potência, com formato especial de proa que os permitem empurrar uma ou mais barcas em conjuntos denominados comboios (DIRETORIA DE PORTOS E COSTAS, 1974). São responsáveis pelo transporte de cargas voluminosas e granéis na região amazônica, como combustíveis, madeira, minério e a produção agrícola escoada através dos rios da região. Chatas especialmente construídas como um grande pátio flutuante também podem transportar carretas ao longo de grandes distâncias em uma operação semelhante aos navios porta-carretas (roll-on/roll-off). Não transportam passageiros. São especialmente importantes no suprimento de combustíveis para as centrais termoeletricas da região, que em sua maioria não são ligadas ao Sistema Interligado Nacional (SIN) (Figura 17), além de serem a única via logística para distribuição de combustíveis para o setor de transporte da região, sendo assim de primordial importância para a infraestrutura regional (GESET3/AI, 1998).

Figura 16: Conjunto de chata de transporte de combustíveis e empurrador



Fonte: Arquivo pessoal

Figura 17: Mapa do Sistema Interligado Nacional (linhas coloridas) e sistemas independentes (quadros cinzas) com foco na região amazônica



Fonte: (EMPRESA DE PESQUISAS ENERGÉTICAS, 2016)

5.1.1.7 Navios oceânicos

Nas calhas do Rio Amazonas e de seus principais afluentes, as dimensões e profundidade dos canais de navegação na calha dos rios permitem o tráfego de navios oceânicos de grandes dimensões, utilizados para transporte nacional (cabotagem) e internacional de combustíveis, grãos agrícolas, minérios, produtos extrativistas e contêineres. Dada a complexidade da operação, apenas terminais portuários equipados de grandes dimensões podem receber tais embarcações (Figura 18), ficando o acesso das mesmas restrito aos grandes centros regionais e aos grandes projetos extrativistas regionais. Também devido ao seu tamanho, da mesma forma que ocorre com embarcações de categorias inferiores em cursos d'água de menores dimensões, em temporadas de seca pronunciada a capacidade de carregamento das embarcações é comprometida pela redução da profundidade dos leitos fluviais, sendo que devem diminuir a carga portada ou até suspender as atividades dependendo da missão e tipo e embarcação utilizado (PORTOGENTE, 2018).

Figura 18: Terminal portuário de Santarém. Navios de porte oceânico podem ser vistos nas docas no centro da imagem



Fonte: Arquivo pessoal

5.1.2 Características de performance das embarcações

Um quadro comparativo foi preparado com exemplos de embarcações significativas das categorias mais comuns de embarcações encontradas no transporte de passageiros e carga da Amazônia Tabela 3: Características construtivas e de performance de embarcações (Tabela 3). Posteriormente, os dados operacionais das embarcações engajadas em linhas de transporte regular de passageiros e mistas da região são apresentados, oriundos da mais completa pesquisa sobre o estado do transporte hidroviário na região (ANTAQ / UFPA, 2018) , apresentados na Tabela 4. As rotas regulares podem ter desde múltiplas frequências diárias a frequências semanais, sendo que rotas com frequências inferiores são raramente encontradas, normalmente sendo supridas por prestação de serviço sob demanda. Dos dados, é visível que as embarcações de menor tamanho não são utilizadas nas linhas de transporte regular, sendo relegadas ao transporte sob demanda, o que é uma consequência direta da adequação do volume de tráfego à demanda. Assim sendo, o levantamento, enquanto pretende ser exaustivo em relação ao transporte fluvial regular, exclui parcela significativa do transporte fluvial, o não agendado e sob demanda e o de cargas puras da região.

Tabela 3: Características construtivas e de performance de embarcações representativas da frota do transporte de passageiros na Amazônia

Embarcação	Sem nome	Alter do Sol	João e Maria I	Asa Branca
Tipo	Rabeteira	Voadeira	Voadeira	Navio Motor
Construção	Madeira	Alumínio	Alumínio	Madeira
Configuração	Deck no casco com cobertura em madeira	Deck no casco com toldo retrátil		Porão no casco + 2 decks
Boca (m)	1,3	1,8	1,8	4,5
Calado (m)	0,2	0,3	0,3	1
Comprimento (m)	6	7	7	17
Tonelagem estimada	1,092	2,646	2,646	53,55
Capacidade de passageiros	4	8	8	20
Combustível e Ciclo	Gasolina 2T	Gasolina 2T	Gasolina 2T	Diesel
Potência (hp)	6,5	70	20	117
Consumo em cruzeiro (l/h)	5	29	20	15
Velocidade de cruzeiro (km/h)	10	30	20	18
Consumo por distância (l/km)	0,500	0,967	1,000	0,833
Consumo por passageiro por distância (l/km)	0,125	0,121	0,125	0,042
Referência	(RIBEIRO, 2020)	(ROCHA, 2020)	(FIGUEIRA, 2020)	(JAMELE, 2020)
Imagem	Figura 8	Figura 10	Figura 11	Figura 19

Tabela 4: Características compiladas das embarcações engajadas no transporte fluvial de passageiros e misto

Característica	Embarcações avaliadas	Mínimo	Médio	Máximo	Desvio Padrão
Boca (m)	559	2	7	21	2
Calado (m)	559	1	1	4	1
Capacidade de carga (t)	559	1	122	1400	134
Capacidade de Passageiros	559	10	151	1400	126
Comprimento (m)	559	6	27	76	8
Idade (anos)	474	1	12	60	9
Potência (hp)	556	100	386	2750	209
TPB (t)	511	5	156	1600	160

Fonte: (ANTAQ / UFPA, 2018)

Figura 19: Navio Motor Asa Branca



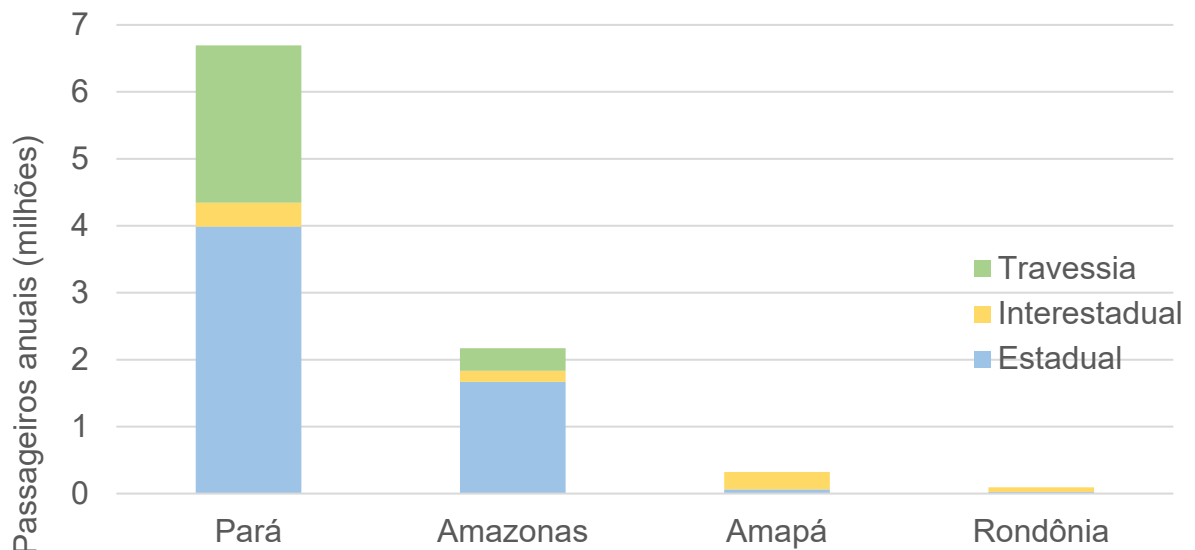
Fonte: Arquivo pessoal

5.1.3 Dimensões do transporte fluvial na Amazônia

Ao analisar os dados do levantamento da Universidade Federal do Pará em conjunto com a Agência Nacional de Transportes Aquáticos sobre o transporte de passageiros e cargas em embarcações mistas na Amazônia (ANTAQ/UFPA, 2018), foram transportados 9,3 milhões de passageiros e 3,4 milhões de toneladas de cargas no ano de 2017, divididos entre linhas de travessia (curtas distâncias), estaduais e interestaduais (Gráfico 4). Para os cerca de 24 milhões de habitantes da região amazônica, equivalente a 0,38 trechos e 142 quilos transportados por

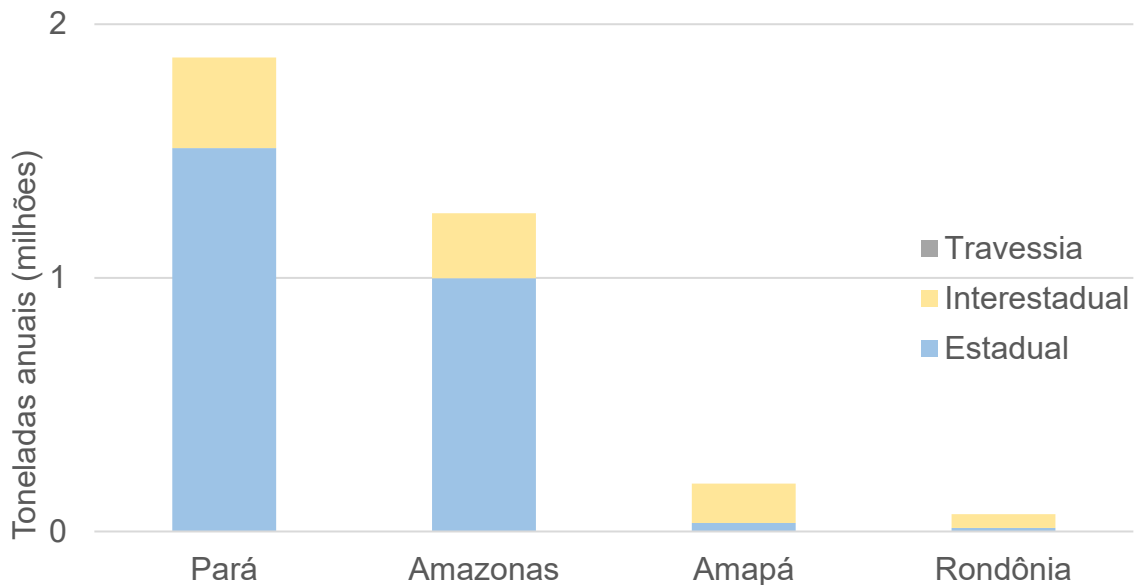
habitante da região por ano. Adicionalmente, o transporte de cargas em embarcações cargueiras puras (barcas e navios oceânicos) atingiu 80,3 milhões de toneladas na região em 2017 e 96,8 milhões de toneladas em 2020 (ANTAQ, 2021) na mesma região (Gráfico 5), que inclui as bacias dos rios Amazonas, Tocantins e Araguaia (Gráfico 6). Isto significa que apenas uma fração de 4% em peso da carga transportada por via fluvial na Amazônia é levada por embarcações de uso misto. Descontados os granéis, essa fração sobe para 24,2% (Gráfico 7).

Gráfico 4: Volume de tráfego de passageiros por estado e tipo de linha de transporte em 2017



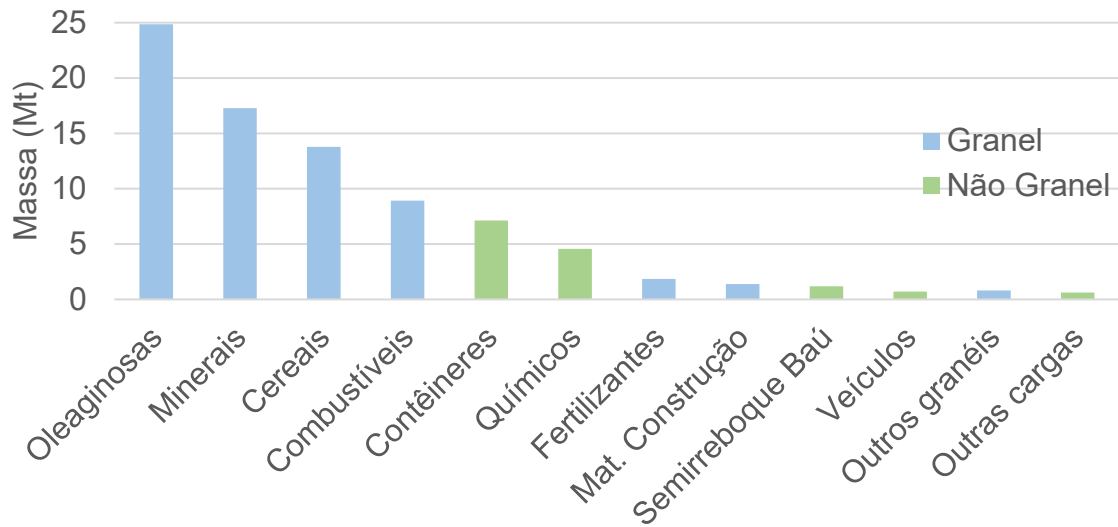
Fonte: (ANTAQ/UFPA, 2018)

Gráfico 5: Volume de tráfego de cargas em embarcações mistas por estado e tipo de linha em 2017



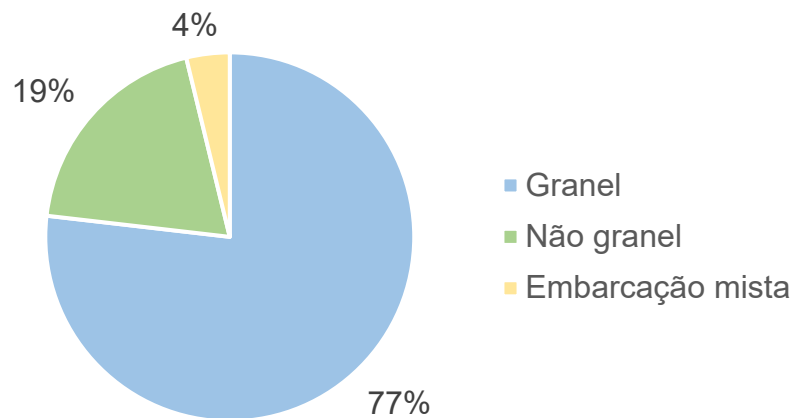
Fonte: (ANTAQ/UFPA, 2018)

Gráfico 6: Tonelagem transportada por embarcações cargueiras nos portos amazônicos por natureza em 2020



Fonte: (ANTAQ, 2021)

Gráfico 7: Tipo de tráfego de cargas no transporte fluvial amazônico em 2017



Fonte: (ANTAQ / UFPA, 2018) (ANTAQ, 2021)

Desta maneira, é visível uma divisão na finalidade dos meios de transporte fluviais regionais, sendo as embarcações mistas focadas nos fluxos locais e as embarcações de transporte focadas em graneis para importação/exportação e combustíveis para suprimento de energia à região. Também é importante frisar que os dados de transporte não contemplam linhas não regulares e o transporte sob demanda, que configuram uma parcela significativa, porém não mensurada dos fluxos de transporte amazônico.

5.1.4 Emissões de gases de efeito estufa e poluentes

Apesar da existência de estudos exaustivos versando sobre as emissões de gases de efeito estufa para o setor de transporte de cargas marítimo e fluvial de grande porte (LINDSTAD, ASBJØRNSLETTA e STRØMMANA, 2012) e (OLMER, COMER, *et al.*, 2017), devido à discussão sobre sua inclusão nos inventários energéticos nacionais (PENMAN, GYTARSKY, *et al.*, 2006), inclusive em aplicações diretas na bacia amazônica (RODRIGUES, 2019) não existe estudo disponível sobre o transporte de passageiros e misto de cargas em embarcações menores, além da inexistência de inventário específico sobre o setor de transportes aquáticos no Brasil. Assim, é necessário estimar as emissões geradas pelo modal para a obtenção de uma base de emissões para uso comparativo em relação às alternativas propostas.

Partindo-se da metodologia proposta pelo IPCC (IPCC, 2006), foi desenvolvida uma estimativa baseada nos dados de performance coletados em pesquisa de campo e em bibliografia (QUEIROZ, 2019).

A partir dos dados de performance e consumo por passageiro obtidos de maneira direta (Tabela 4) na bibliografia, foi feita uma estimativa do consumo de combustível por quilômetro-tonelada transportado, através da estimativa da capacidade de carga da embarcação Asa Branca, representativa da frota de navios motores engajada no transporte de passageiro e cargas da região (Figura 13), quando em seu carregamento máximo. Claramente, para a elaboração de um inventário de emissões específico para o modal, é necessária uma visão estatística mais avançada da frota.

Inicialmente, foi calculada a capacidade de carga da embarcação. Foram tomadas as diferenças do deslocamento leve e carregado para tanto. Tanto o deslocamento leve quanto o carregado foram calculadas através da multiplicação do bloco perimetral submerso da embarcação pelo coeficiente de bloco (MOLLAND, TURNOCK e A., 2011), vide equação abaixo:

$$C = LWL * B * (T_L - T_E) * C_B \quad (1)$$

Onde:

C = capacidade de carga da embarcação, em toneladas

LWL = comprimento na linha d'água da embarcação, em metros

B = boca da embarcação, em metros

T_L e T_E = calado da embarcação cheia e vazia, respectivamente, em metros

C_B = coeficiente de bloco da embarcação, razão do volume ocupado pelo casco em um prisma com suas dimensões extremas.

Tanto o comprimento na linha d'água quanto, a boca da embarcação e o coeficiente de bloco foram considerados constantes ao longo do carregamento da embarcação nesta análise simplificada. O C_B foi estimado em 0,7, para um LWL de 15m e assim a capacidade de carga da embarcação estimada foi de 30,4 toneladas.

Em seguida, foi calculado o consumo por tonelada-quilômetro transportado através dos dados de consumo e velocidade da embarcação, pela relação abaixo:

$$C_{Tkm} = \frac{FC}{V * C} \quad (2)$$

Onde:

C_{Tkm} = consumo de combustível por tonelada-quilômetro transportada, em l/t*km

V = velocidade de cruzeiro do veículo, em km/h

FC = consumo de combustível por hora de operação, em l/h

Assim foi obtido um consumo de 0,027 litros por tonelada-quilômetro transportada.

As emissões serão calculadas baseadas no potencial de aquecimento global equivalente de dióxido de carbono (GWP CO₂e) em 100 anos (IPCC, 2013), que é razão da energia térmica absorvida por uma massa de gas estufa na atmosfera em relação ao absorvido pelo CO₂ (potencial 1) .

Para o cálculo de emissões, foram utilizados os fatores de conversão das Tabela 5 e Tabela 6 abaixo:

Tabela 5: Emissões de CO₂ e outros gases de efeito estufa para embarcações

Combustível	F _{CO2} CO ₂ emitido kg/l	F _{CH4} CH ₄ emitido g/l	N ₂ O emitido g/l	CO ₂ -equiv. kg/l
Gasolina	2,319	0,169	0,058	2,343
Diesel	2,697	0,016	0,119	2,733

Fonte: (EPA, 2014)

Tabela 6: Potencial de efeito estufa em 100 anos equivalente ao dióxido de carbono

Gás	Potencial CO ₂ - equivalente em 100 anos
CH ₄	36
N ₂ O	298

Fonte: (IPCC, 2013)

As emissões por quilômetro-passageiro e quilômetro tonelada-carga foram computadas a seguir:

$$E_{Pkm-CO2e} = C_{Pkm} * (F_{CO2} + F_{CH4} * C_{CH4} + F_{N2O} * C_{N2O}) \quad (3)$$

$$E_{Tkm-CO2e} = C_{Tkm} * (F_{CO2} + F_{CH4} * C_{CH4} + F_{N2O} * C_{N2O}) \quad (4)$$

Onde:

$E_{Pkm-CO2e}$ = Emissões de CO₂ equivalente por passageiro-quilômetro transportado

$E_{Tkm-CO2e}$ = Emissões de CO₂ equivalente por tonelada-quilômetro transportada

C_{Pkm} = consumo de combustível por passageiro-quilômetro transportado, em l/PAX*km

C_{Tkm} = consumo de combustível por tonelada-quilômetro transportada, em l/t*km

F_{CO2} = emissões de dióxido de carbono por litro de combustível utilizado

F_{CH4} = emissões de metano por litro de combustível utilizado

F_{N2O} = emissões de óxido nitroso por litro de combustível utilizado

C_{CH4} = GWP CO₂e para 100 anos do gás metano (CH₄)

C_{N2O} = GWP CO₂e para 100 anos do gás óxido nitroso (N₂O)

Assim, foram obtidos valores de 0,126 para o $E_{Pkm-CO2e}$ e 0,078 para o $E_{Tkm-CO2e}$. Os dados de emissão por passageiro foram ponderados ainda pela ocupação das embarcações nos trechos analisados, as distâncias e volumes de tráfego (ANTAQ / UFPA, 2018) e finalmente foram obtidas as emissões totais estimadas pelo transporte fluvial na Amazônia, através da equação abaixo, e os dados obtidos foram compilados na Tabela 7 e Gráfico 8.

$$E = \sum D_f * \left(\frac{PAX}{O_{PAX}} * E_{Pkm-CO2e} + \frac{T}{O_T} * E_{Tkm-CO2e} \right) \quad (5)$$

Onde:

E = emissões totais, em kg

D_f = Distância fluvial, em km

PAX = número de passageiros

T = massa de carga transportada, em t

O_{PAX} = taxa de ocupação de passageiros

O_T = taxa de ocupação de carga

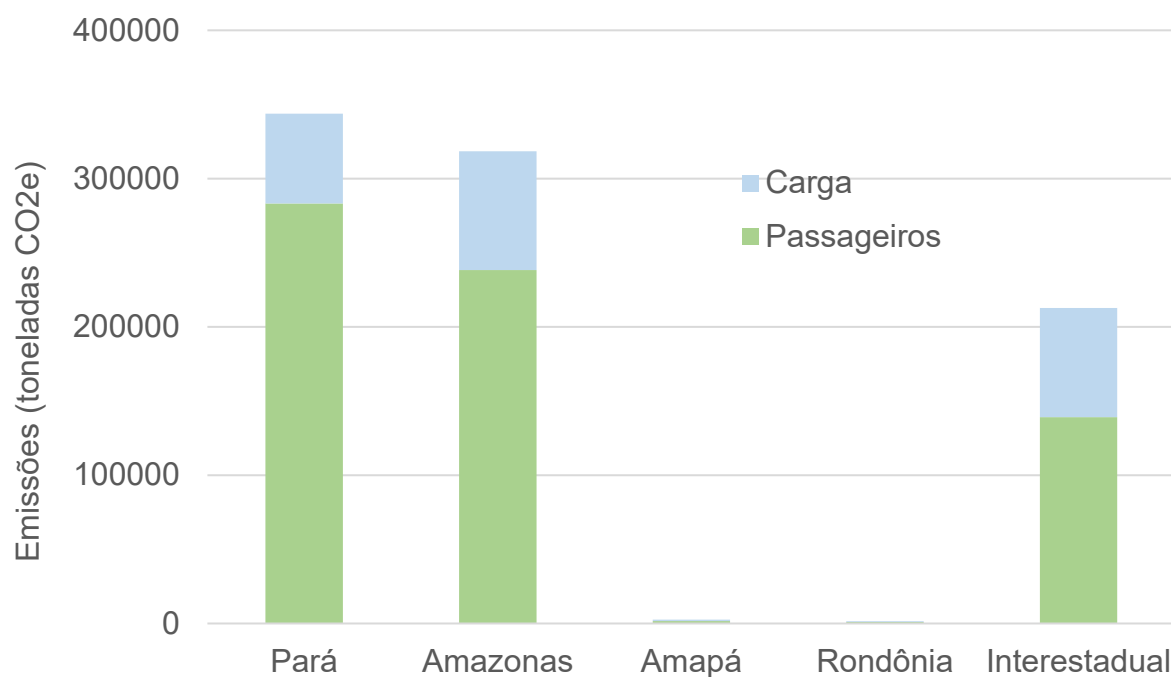
$E_{Pkm-CO2e}$ = Emissões de CO₂ equivalente por passageiro-quilômetro transportado

$E_{\text{Tkm-CO}_2\text{e}}$ = Emissões de CO₂ equivalente por tonelada-quilômetro transportada

Tabela 7: Emissões de CO₂ no transporte fluvial por estado amazônico em 2017

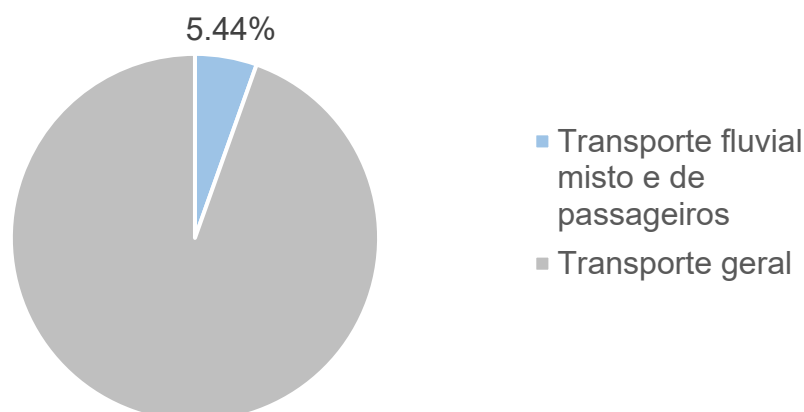
Estado	Dist. média	PAX ano	Carga anual (t)	Ocup. pass.	Ocup. carga	CO ₂ e PAX t	CO ₂ e carga t	CO ₂ e Total t
Inter-Est.	519	843924	822488	40%	45%	1,39E+5	7,37E+4	2,13E+5
RO	180	24816	15539	57%	41%	9,84E+2	5,30E+2	1,51E+3
PA	232	3988800	1512180	41%	45%	2,83E+5	6,06E+4	3,44E+5
AM	454	1665120	999156	40%	44%	2,38E+5	8,01E+4	3,18E+5
AP	145	62112	33432	69%	40%	1,66E+3	9,42E+2	2,60E+3
Total	324	6584772	3382795	41%	45%	6,63E+5	2,16E+5	8,79E+5

Gráfico 8: Emissão de gases de efeito estufa no transporte fluvial misto e de passageiros amazônico por estado e fonte em 2017



Colocados em perspectiva, as emissões de CO₂ equivalente do transporte fluvial amazônico misto e de passageiros correspondem a 7,0% das emissões no setor de transporte nos estados analisados, ou 5,4% das emissões de transporte totais na Região Norte do Brasil (SEEG, 2021), portanto longe de serem negligíveis no inventário de emissões, e passíveis de ações visando a sua redução e eventual supressão dentro da política climática nacional.

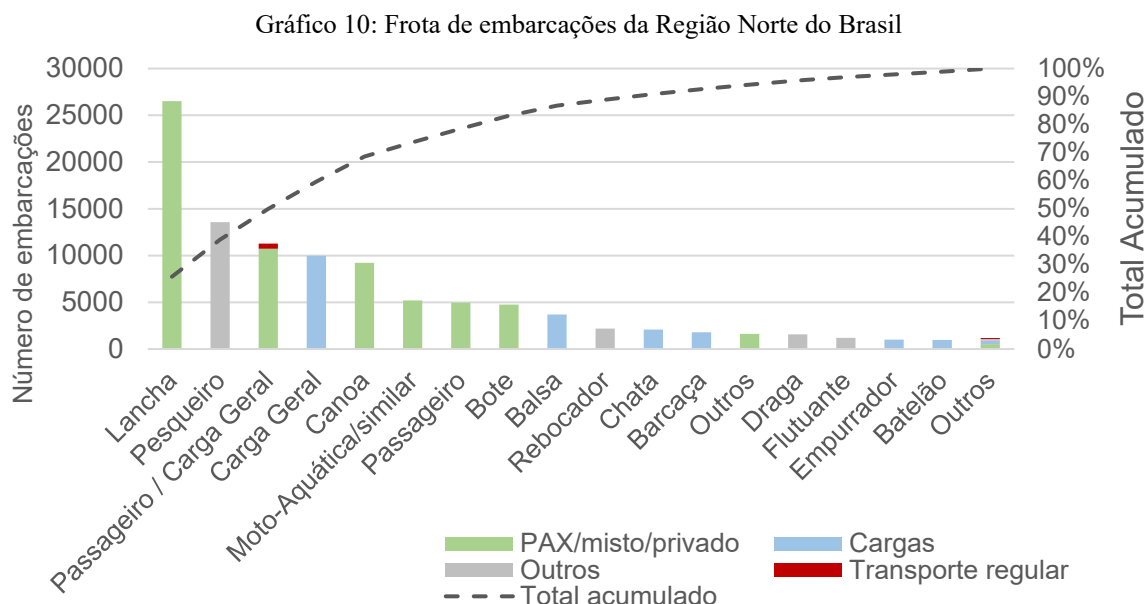
Gráfico 9: Emissões de gases estufa do transporte fluvial amazônico em relação ao total de emissões de transporte na região amazônica em 2017 (CO₂e)



A estimativa de emissão de gases estufa para as linhas não regulares e transporte privado se faz bastante complicada devido à dificuldade da medida de seus fluxos. Um levantamento estatístico com operadores e proprietários desse tipo de embarcação pode ser utilizado para uma estimativa global, mas ele se faz bastante necessário devido à ineficiência do modal de transporte: o uso de motores a gasolina 2 tempos, de consumo até 190% superior em relação aos equivalentes de 4 tempos (ROCHA, 2020), e as baixas taxas de ocupação dos barcos, que frequentemente operam com apenas 2 ou 3 passageiros, acarreta em uma emissão por passageiro até 90% maior que o observado nos barcos do transporte coletivo regular. Mesmo que as distâncias percorridas no transporte não regular e sob demanda sejam inferiores àquelas do transporte regular, o número elevadíssimo destas em relação ao total de barcos de transporte regular (Gráfico 10) faz com que ainda que tentativa, uma estimativa de suas emissões deva ser feita.

Deste modo, a partir da metodologia desenvolvida para a avaliação do transporte regular de passageiros, foi feita uma modificação, levando-se em conta o tempo de operação anual das embarcações e não a capacidade de passageiros transportada para a obtenção do consumo total de combustível, considerando-se 50 horas de operação anuais para as embarcações de uso privado e 200 horas anuais para a operação de serviços sob demanda (ROCHA, 2020) e (RIBEIRO, 2020), e estimados o percentual da frota de cada categoria engajado em serviço comercial. A partir disso, foram feitas estimativas do consumo de combustíveis por hora por classe de embarcação, e as emissões CO₂e foram calculadas (Tabela 8). A análise se restringiu apenas às embarcações de passageiros, uso misto e privado (Gráfico 10) uma vez que os regimes de operação das outras embarcações não puderam ser estimados. No total, através desta

estimativa, as emissões somam mais 513 mil toneladas CO₂e ao inventário, ou um acréscimo de 58,5% às emissões do transporte regular.



Fonte: (DIRETORIA DE PORTOS E COSTAS, 2020)

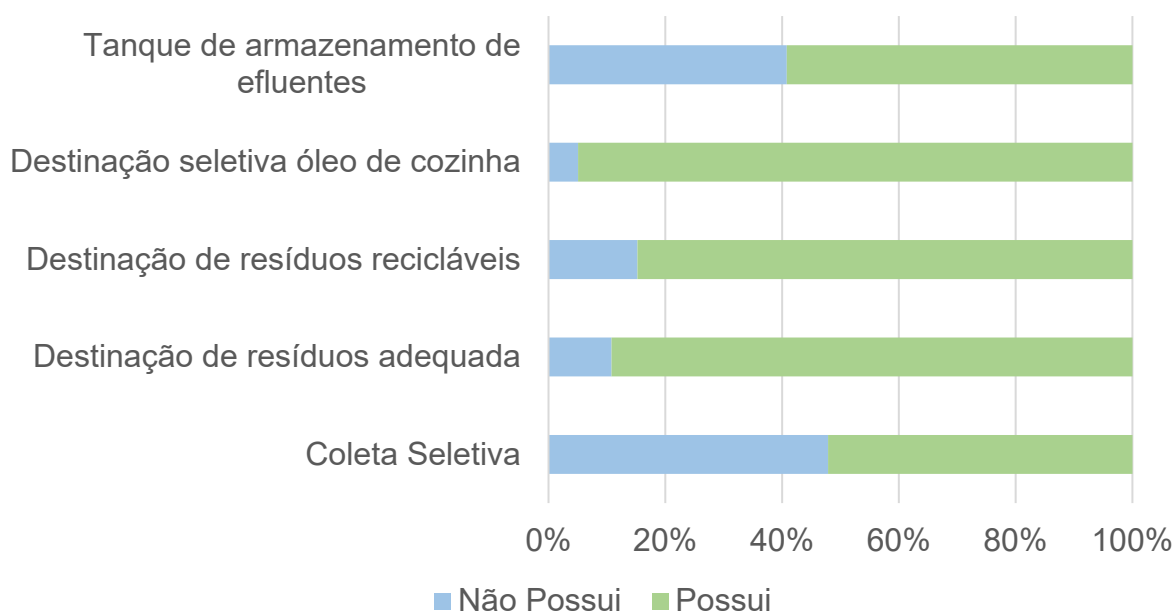
Tabela 8: Estimativa de emissões da frota de embarcações de passageiros, uso misto e privado na Região Norte do Brasil

Tipo de barco	Frota Região Norte	Motor	Serviço sob demanda	Horas anuais da frota	Consumo (l/h)	Consumo anual da frota(l)	Emissões CO ₂ e (t)
Alvarenga	8	2T	80%	1360	20	27200	64
Bote	4751	2T	0%	237550	20	4751000	11131
Caiaque	5	2T	0%	250	10	2500	6
Caique	1	Diesel	100%	200	15	3000	8
Canoa	9223	2T	40%	1014530	10	10145300	23769
Escuna	11	Diesel	100%	2200	15	33000	90
Iate	205	Diesel	10%	13325	63	836117	2285
Jet Boat	124	2T	30%	11780	25	294500	690
Lancha	26506	2T	50%	3313250	37	122736033	287551
Jet-ski	5199	4T	20%	415920	46	19259176	45121
Multicasco	126	Diesel	20%	10080	15	151200	413
Outros	1624	2T	50%	203000	20	4060000	9512
Passageiro	4966	Diesel	100%	993200	15	14898000	40719
Passageiro / Carga Geral	11280	Diesel	100%	2256000	15	33840000	92491
Total	64043			8473345		211037026	513851

A estimativa sobre a emissão de outros poluentes, como material particulado, hidrocarbonetos, monóxido de carbono e compostos sulfurosos, é importante devido aos tipos de motor utilizados preponderantemente, diesel e 2 tempos a gasolina especialmente pela frequente canalização das emissões dos motores no meio aquático e o impacto destas neste meio ambiente (DEPREE, 2007). Porém, devido à variabilidade do tipo de motorização, idades dos motores, níveis de manutenção e tecnologia empregados na construção dos mesmos, que causa uma grande variabilidade nos níveis e tipos de emissões (VOLCKENS, BRADDOCK, *et al.*, 2007), uma estimativa “top down” se torna inviável. Assim, é necessário um levantamento estatístico das emissões da frota para efetuar uma avaliação contundente.

Finalmente, é importante observar a influência dos efluentes e dejetos dos encanamentos de banheiros e cozinhas das embarcações no meio fluvial, que podem ser verdadeiras cidades flutuantes com até 1400 passageiros a bordo. Uma parcela significativa delas não possui implementos básicos de saneamento (ANTAQ/UFPA, 2018), vide Gráfico 11, o que gera um impacto significativo tanto no meio ambiente quanto no risco sanitário para os passageiros (DE PAULA, LIMA, *et al.*, 2019).

Gráfico 11: Penetração de implementos e políticas de saneamentos nas embarcações do transporte de passageiros da Amazônia



Fonte: (ANTAQ/UFPA, 2018)

5.2 Estimativa de custos operacionais de hidroaviões para transporte de passageiros e cargas

A estimativa de custos operacionais de aeronaves historicamente se baseia em dois tipos de dados: comparação de dados de operadores para aeronaves em operação corrente (ROBBERT, 2013) e ábacos e estimativas baseadas em dados históricos e estatísticos para aeronaves futuras, em projeto ou conceituais (HESS e ROMANOFF, 1987). Para a estimativa de potencial de mercado, foram utilizados dados licitatórios e de operadores das classes de aeronaves estudadas (Tabela 9). Posteriormente, para a estimativa de custos das aeronaves otimizadas, foi utilizado um modelo de custos estatístico.

Os custos de operação e afretamento de aeronaves são comumente apresentados em custo por hora de voo (CFH), o que é derivado do fato da maioria dos custos incorridos na operação de uma aeronave serem fatorados em horas de operação (BOITO, KEATING, *et al.*, 2015). Os dados de custos para hidroaviões são bastante esparsos devido à raridade atual do modal, porém alguns valores de custos de operação divulgados publicamente foram compilados na tabela abaixo e utilizados no modelo de penetração do modal. É importante ressaltar que estes são custos ao usuário final do modal, já incluídas todas as despesas e custos do operador, além da sua lucratividade na operação do modal.

Tabela 9: Custo operacional por hora de voo de hidroaviões

Operador	Aeronave	Motor	Capacidade (PAX)	CFH contratada	Referência
Manaus Aerotaxi	Cessna Caravan Amphibian	Turbo hélice	8	4750 BRL	(GOVERNO DO ESTADO DO AMAZONAS, 2019)
Seaplane Scenics	Cessna 172L	Pistão	3	285 USD	(SEAPLANE SCENICS, 2020)
Seaplane Scenics	Cessna 185F	Pistão	5	585 USD	(SEAPLANE SCENICS, 2020)
-	Cessna Caravan Amphibian	Turbo hélice	8	4733 BRL	(COMANDO DA 12 ^a REGIÃO MILITAR, 2016)
Ryan Seaplanes	DeHavilland DHC-2 Beaver	Pistão Radial	6	775 USD	(RYAN SEAPLANES, 2020)
Fort Langley Air	DeHavilland DHC-2 Beaver	Pistão Radial	6	899 USD	(FORT LANGLEY AIR, 2020)
Fort Langley Air	Cessna 180	Pistão	5	439 USD	(FORT LANGLEY AIR, 2020)

Outra medida de custos importante é a faturamento por passageiro milha disponível do sistema (System Passenger Revenue per Available Seat Mile), ou PRASM na sigla em inglês. Esta é frequentemente utilizada por operadores de transporte aéreo de passageiros (MIT, 2019). A medida é dada pela seguinte equação, para o somatório das operações de uma dada frota:

$$PRASM = \frac{\sum R}{\sum (d * PAX)} \quad (6)$$

Onde:

R = faturamento operacional da linha aérea excluindo transporte de cargas

d = distância voada

PAX = capacidade de passageiros em cada trecho

Porém, a conversão de dados de custo por hora de voo de operadores de aviação geral e executiva deve ser ponderada pelo fato de que uma grande parcela do tempo de operação destas aeronaves (44%) é gasto em voos de reposicionamento (EBAA, 2015), o que quase não ocorre na aviação comercial, que opera com malhas bastante otimizadas, com número mínimo de trechos sem passageiros ou carga pagante. Assim, o custo por hora de voo das aeronaves será ponderado por este fator para a obtenção do custo de tarifa quilométrica por passageiro (ou Yield em inglês), de acordo com a equação abaixo:

$$Yield = \frac{\frac{CFH}{PAX} * (1 - RF) * T_h}{O * d}$$

Onde:

Yield = tarifa quilométrica por passageiro

CFH = custo por hora de voo da aeronave contratada

PAX = capacidade de passageiros da aeronave

RF = fração de voos de reposicionamento sobre as horas de voo totais

T_h = tempo total de operação da aeronave no trecho – “block time”

O = taxa de ocupação da aeronave

d = distância voada

Em uma estimativa dos dados operacionais obtidos, pode-se fazer uma formulação simplificada para comparação do custo entre as aeronaves, através da substituição da distância voada e do tempo de operação pela velocidade de cruzeiro das aeronaves avaliadas.

Assim o custo por passageiro quilômetro disponível (cost per available seat kilometer – CASK) calculado por aeronave pode ser visto na tabela abaixo:

Tabela 10: CASK de operação de hidroaviões

Aeronave	PAX	Yield estimado	Motorização
Cessna 172	3	1,09 BRL	Pistão
Cessna 180	3	1,20 BRL	Pistão
Cessna 185	5	1,11 BRL	Pistão
Cessna 208 Caravan	8	1,24 BRL	Turboélice
DeHavilland DHC-2 Beaver	6	1,26 BRL	Pistão radial

Os valores da Tabela 4 acima foram calculados em reais utilizando as taxas de conversão de novembro/2019 (XE.COM, 2019).

Levando em consideração os valores da Tabela 10, foram escolhidas as aeronaves de 3 e 5 passageiros como objeto da análise de viabilidade de implementação pelo menor custo por hora de voo e maior flexibilidade de aplicação em linhas com menor demanda de passageiros.

Para se obter uma medida de precificação contundente do modal é necessário ainda levar em consideração a taxa de ocupação das aeronaves. As taxas de ocupação podem ser determinadas de acordo com a equação abaixo:

$$O = \frac{RPK}{ASK}$$

Onde:

O = Taxa de Ocupação

RPK = número de quilômetros-passageiro pagantes voados (revenue passenger-kilometers)

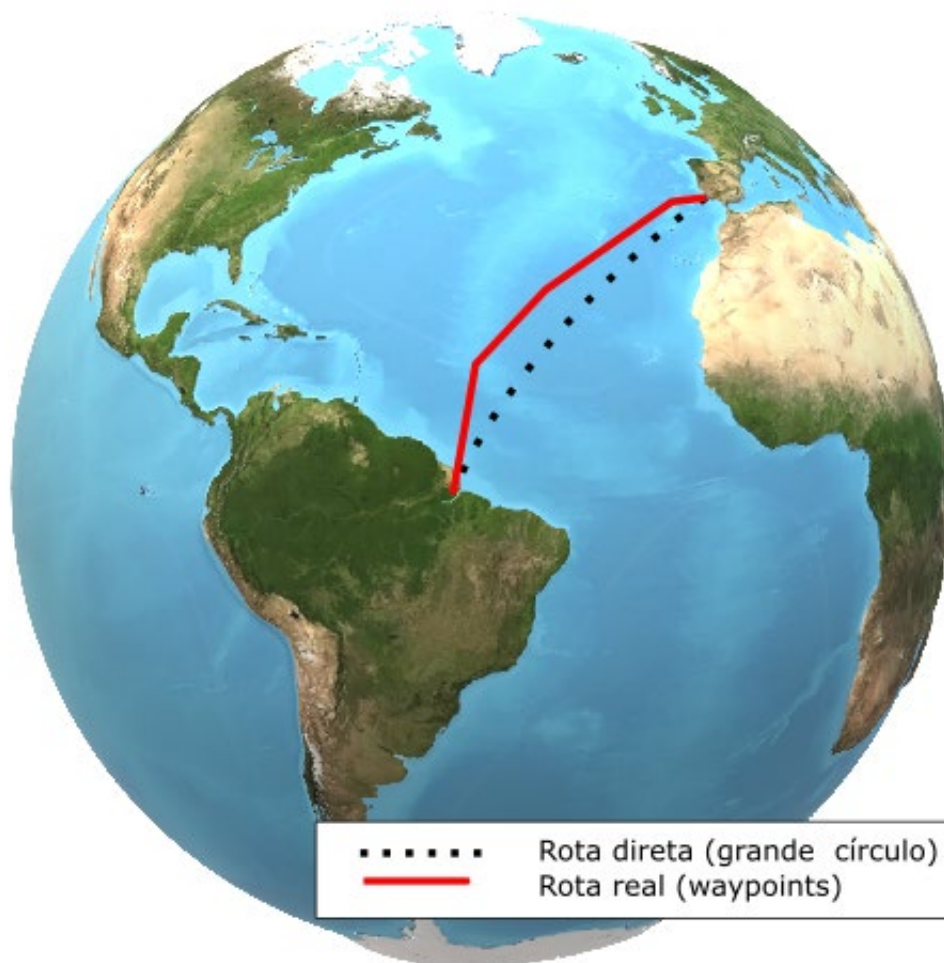
ASK = quilômetros-assento disponíveis voados (available seat-kilometers).

Tomando dados históricos de ocupação para aeronaves em operação comercial no Brasil (ANAC, 2020), foi obtida uma taxa média de 80% de 2000 a 2019.

Outros fatores ainda que devem ser levados em consideração no cômputo dos custos operacionais são o tempo de taxi, subida, aproximação e descida, pois os custos de hora de voo incorrem sobre estes, no chamado “block time”. Considerando aeronaves de aviação geral com motor a pistão aspirado e consequentes baixas altitudes de voo, foram considerados dois blocos de cinco minutos, ao início e final de cada voo, englobando essas fases de voo (ESHELBY, 2000).

Finalmente, computou-se o desvio médio da rota, que é a distância adicional percorrida em relação à distância de grande círculo entre duas localidades. Considerando regiões com espaço aéreo pouco utilizado em baixas altitudes, foi alocado um desvio de 5% em relação à menor rota possível, através de uma análise por amostragem de dados de tráfego de aeronaves, como demonstrado na figura abaixo:

Figura 20: Desvio de rota em relação à rota direta



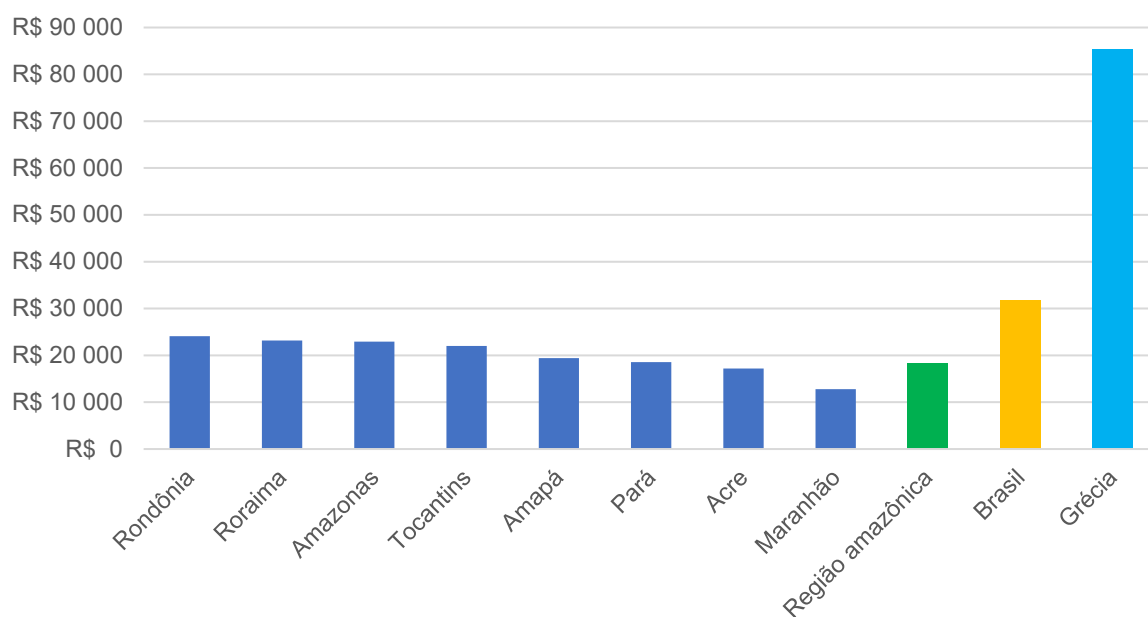
5.3 Identificação de eixos e rotas potenciais e estimativa de demanda

5.3.1 Transporte de passageiros

Durante a revisão bibliográfica para este trabalho, não foi encontrada nenhuma fonte versando sobre a estimativa global de demanda para a implementação de um sistema de transporte baseado em hidroaviação. Assim, foi necessária a criação de uma metodologia para tal. Sendo assim, foi utilizada a lógica da substituição de modais de transporte, baseando-se em um estudo sobre o planejamento de rotas para a implementação de um sistema de hidroaviação nas ilhas gregas em substituição integral a linhas de transporte marítimas de passageiros (ILIOPOULOU, KEPAPTSOGLU e KARLAFTIS, 2015).

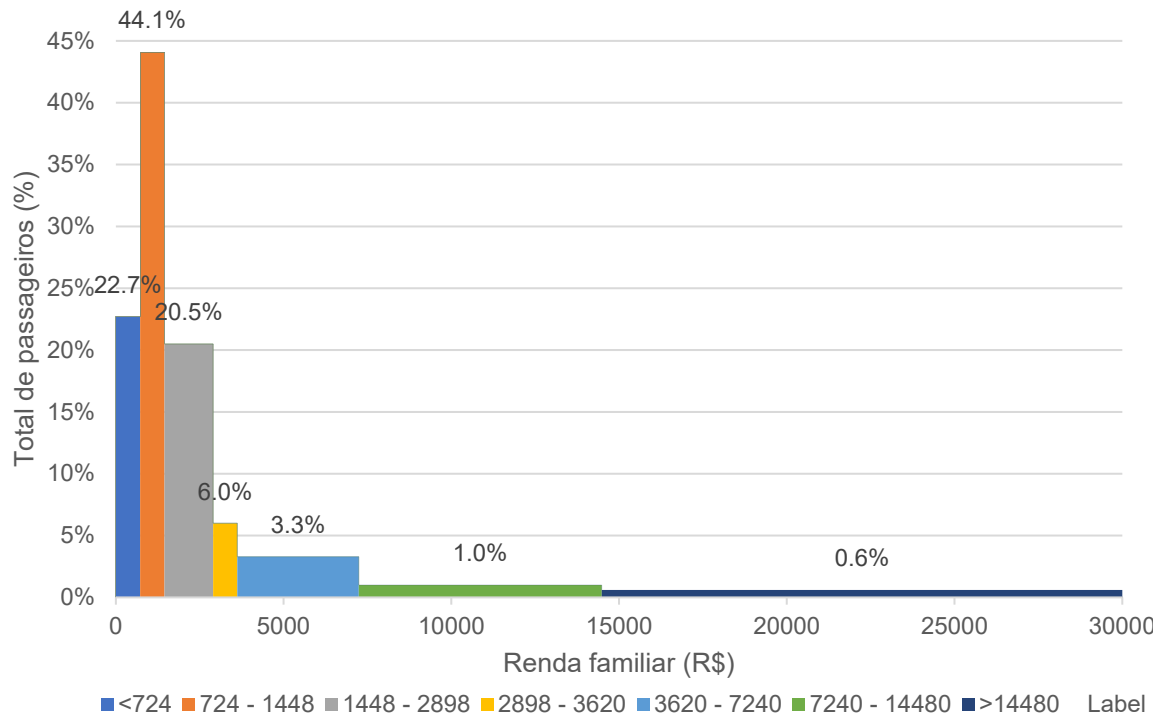
Todavia, a aplicabilidade de uma substituição integral direta não é realística para a realidade amazônica uma vez que, dada a diferença entre os potenciais econômicos da Grécia e dos estados amazônicos brasileiros, a implementação de uma rede de transporte integral em substituição ao modal fluvial de transporte de passageiros deveria ser fortemente subsidiada pelo governo, demonstrada pelo fato de que o PIB per capita grego (BANCO MUNDIAL, 2020) é mais de 4 vezes maior que o PIB per capita médio dos estados amazônicos brasileiros (IBGE, 2019) (IBGE, 2018), e superior à renda familiar média de 98,4% dos usuários do transporte fluvial na bacia amazônica (ANTAQ, 2015), como pode ser visto nos Gráfico 12, Gráfico 13 e Gráfico 14.

Gráfico 12: PIB per capita comparado



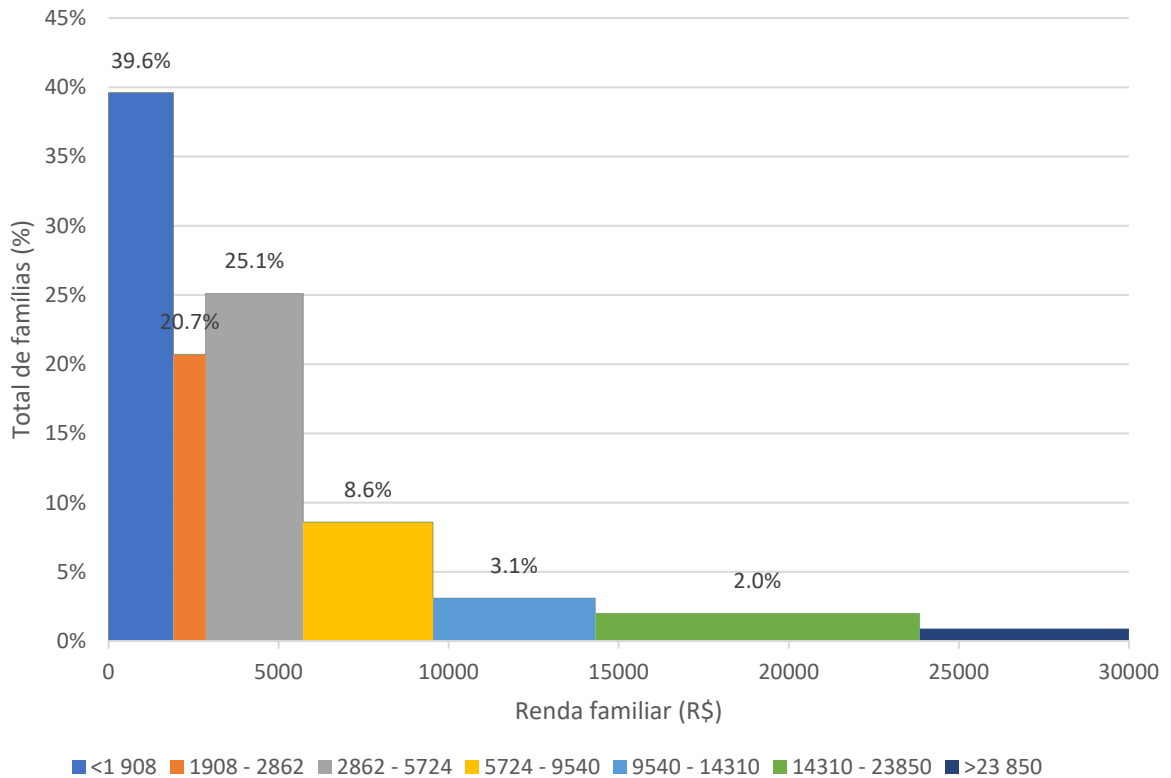
Fonte: (BANCO MUNDIAL, 2020) e (IBGE, 2018)

Gráfico 13: Distribuição da renda média familiar mensal dos usuários do sistema de transporte hidroviário amazônico



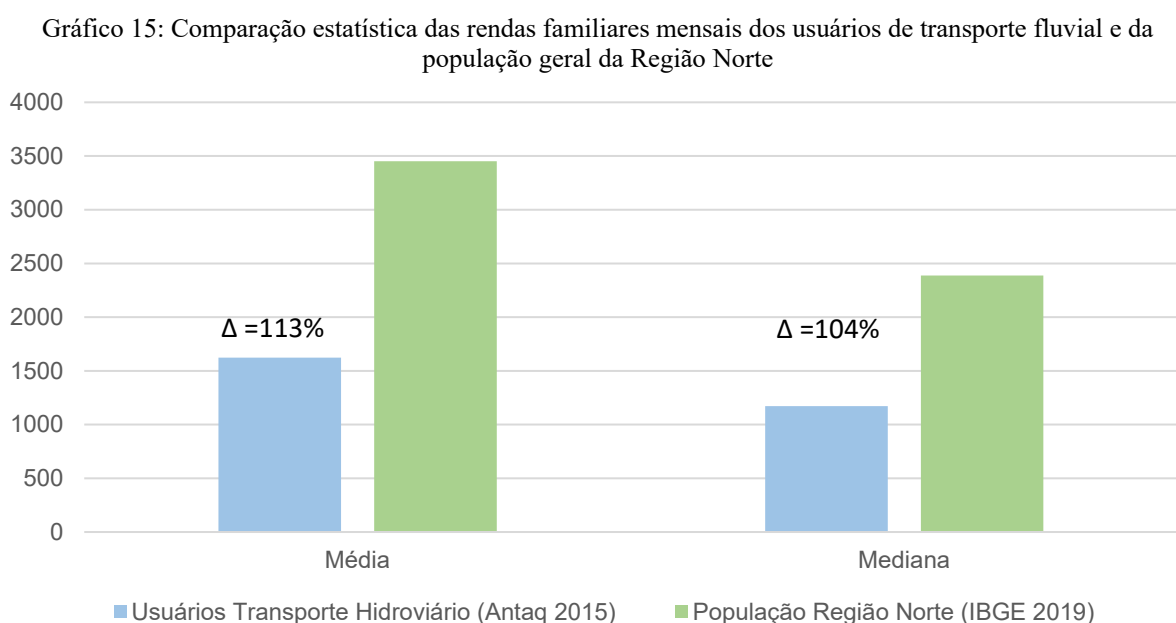
Fonte: (ANTAQ, 2015)

Gráfico 14: Distribuição do rendimento familiar mensal na Região Norte do Brasil



Fonte: (IBGE, 2019)

Ao comparar os dados de renda familiar dos usuários de transporte fluvial e da população geral da Região Norte do país, apresentados no Gráfico 13 e Gráfico 14 (IBGE, 2019) é visível a diferença do perfil socioeconômico do perfil do usuário do sistema de transporte fluvial e da população geral da região, evidenciada no Gráfico 15. A preponderância do uso do modal fluvial é mais elevada na parcela da população com menor poder aquisitivo. Tal dado pode ser interpretado como uma propensão à escolha de modais mais rápidos e caros para a minimização de custos para a população com os meios e incentivos para tal (TRANCOSSI, 2016).



Fonte: (ANTAQ, 2015) e (IBGE, 2019)

Assim sendo, uma melhor estimativa do mercado potencial direto para a implantação de um modal de hidroaviação não subsidiado em substituição ao transporte longitudinal hidroviário deve levar em conta a renda e potencial de dispêndio do mercado consumidor e o valor econômico adicionado a estes por um transporte mais eficiente para a estimar a penetração do novo modal na matriz de transportes atual.

Para tanto, é necessário inicialmente o estabelecimento do valor do potencial de ganho por hora dos passageiros pertencentes a cada grupo. Como os dados disponíveis sobre o perfil dos passageiros dispõe apenas da informação por família, uma estimativa da renda per capita média é feita através de dados estatísticos (DIEESE, 2020) do número de pessoas contribuindo à composição do orçamento familiar. Assim, é utilizado um valor de 1,9 para o dado de acordo com a bibliografia, para a normalização do valor de renda familiar por pessoa. Em sequência, dentro dos grupos de renda recenseados, é calculado o rendimento médio por hora do trabalhador, através do uso da média aritmética entre os limites de renda da categoria. A média

do grupo 8, sem limite superior, é tomada através de dados estatísticos ponderados de média de renda em categoria equivalente da Pesquisa de Orçamentos Familiares 2017-2018 (IBGE, 2019) para a região norte do Brasil. Os perfis de renda por grupo obtidos foram compilados na Tabela 11 abaixo:

Tabela 11: Grupos de passageiros do sistema hidroviário Amazônico por rendimento

Grupo	Renda média estimada por contribuinte à composição da renda familiar (R\$)		
	Faixa de renda familiar	Média mensal por contribuinte	Média por hora de trabalho
I	0 a 724	362	1,13
II	725 a 1448	1 086	3,40
III	1449 a 2898	2 173	6,81
IV	2899 a 3620	3 259	10,21
V	3621 a 7240	5 430	17,01
VI	7241 a 14480	10 860	34,02
VII	14481+	21 197	66,41

Fonte: (ANTAQ, 2015)

Devido à discrepância dos valores de renda da população usuária de transportes aquáticos e a população geral da região, o mesmo procedimento foi aplicado aos dados de renda da população geral da Região Norte observada no Gráfico 14, que também serão utilizados como dado de entrada em uma estimativa paralela de demanda, como consta na seguinte.

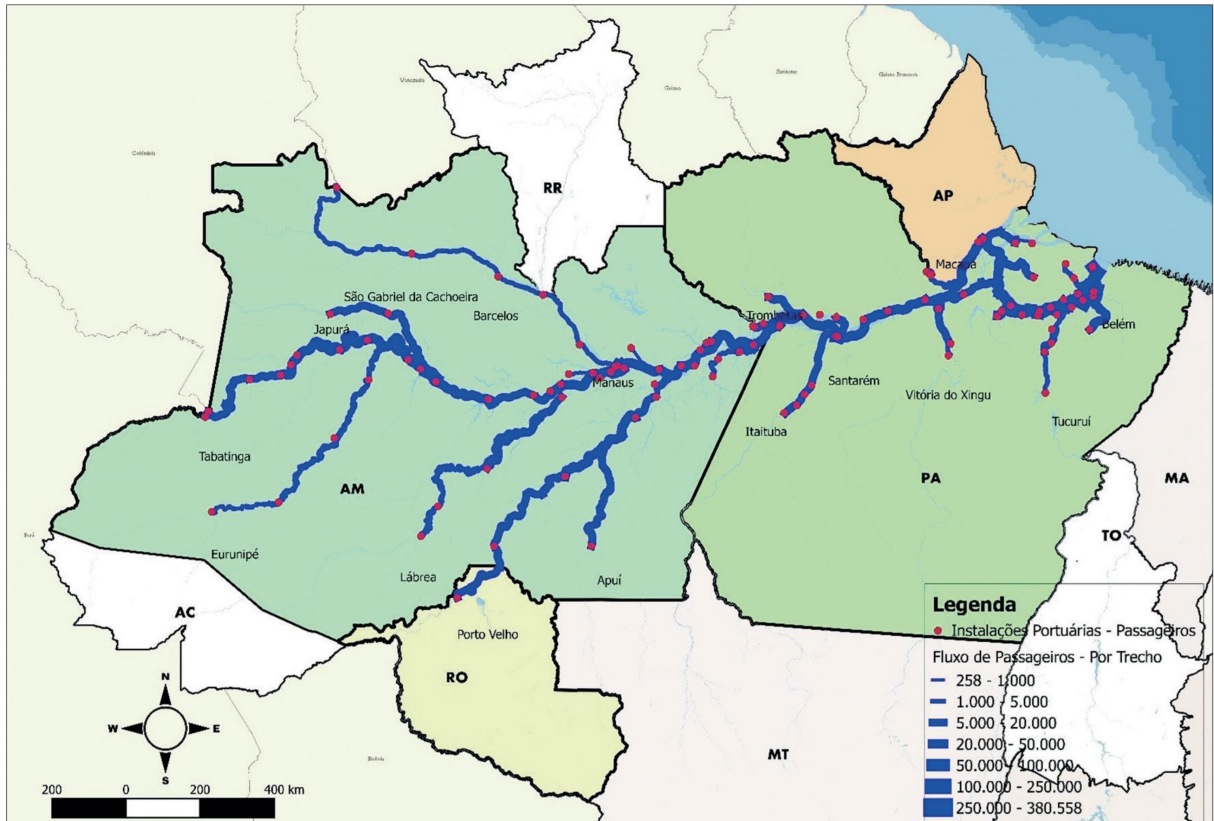
Tabela 12: Grupos populacionais da Região Norte do Brasil por rendimento

Grupo	Renda média estimada por contribuinte à composição da renda familiar (R\$)		
	Faixa de renda familiar	Média mensal por contribuinte	Média por hora de trabalho
I	<1 908	954	3,26
II	1908 a 2862	2 385	8,15
III	2862 a 5724	4 293	14,67
IV	5724 a 9540	7 632	26,08
V	9540 a 14310	11 925	40,76
VI	14310 a 23850	19 080	65,21
VII	>23 850	34 193	116,86

Fonte: (IBGE, 2019)

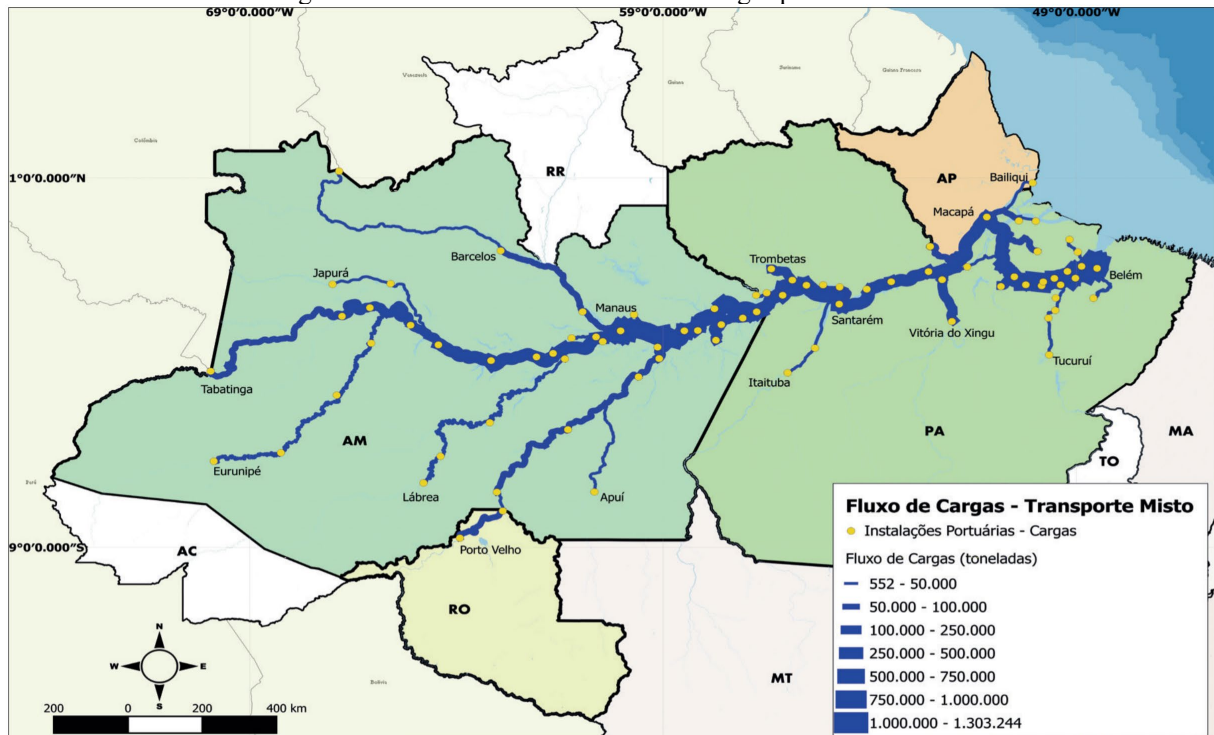
Dando prosseguimento à análise, foram levantados os dados de tráfego de passageiros e carga nas rotas de transporte fluvial amazônicas oriundas de relatórios públicos de uso do sistema (ANTAQ / UFPA, 2018), como ilustrado nas Figura 21 e Figura 22.

Figura 21: Densidade do fluxo anual de passageiros hidroviários por leito fluvial



Fonte: (ANTAQ, 2017)

Figura 22: Densidade do fluxo anual de cargas por leito fluvial



Fonte: (ANTAQ, 2017)

O tempo de jornada foi calculado através da divisão das distâncias de percurso pela velocidade média das embarcações, como demonstra a equação seguinte:

$$T_f = \frac{D_f}{V}$$

Onde:

T_f = tempo de transporte fluvial

D_f = distância de transporte fluvial da linha estudada

V = velocidade média das embarcações, tomada como 18km/h (JAMELE, 2020). Para percursos com duração superior a 8 horas, a velocidade média utilizada foi de 15 km/h, para contabilizar os tempos das paradas intermediárias das embarcações.

De posse dos tempos de trânsito das linhas é possível calcular o custo horário do tempo perdido devido ao transporte, multiplicando os tempos pela renda média por hora de trabalho para cada um dos grupos identificados nas Tabela 11 e Tabela 12. Somado aos custos da passagem, obtêm-se o custo real aos passageiros por trecho navegado, como demonstrado na equação abaixo:

$$C_f^x = F + T_f * SH^x$$

Onde:

C_f^x = custo do transporte fluvial total para um passageiro do grupo de renda x

F = tarifa para o trecho do percurso de transporte fluvial, variando de 0,115 BRL/km a 1,11 BRL/km para as rotas estudadas, com média de 0,276 BRL/km e mediana de 0,346 BRL/km

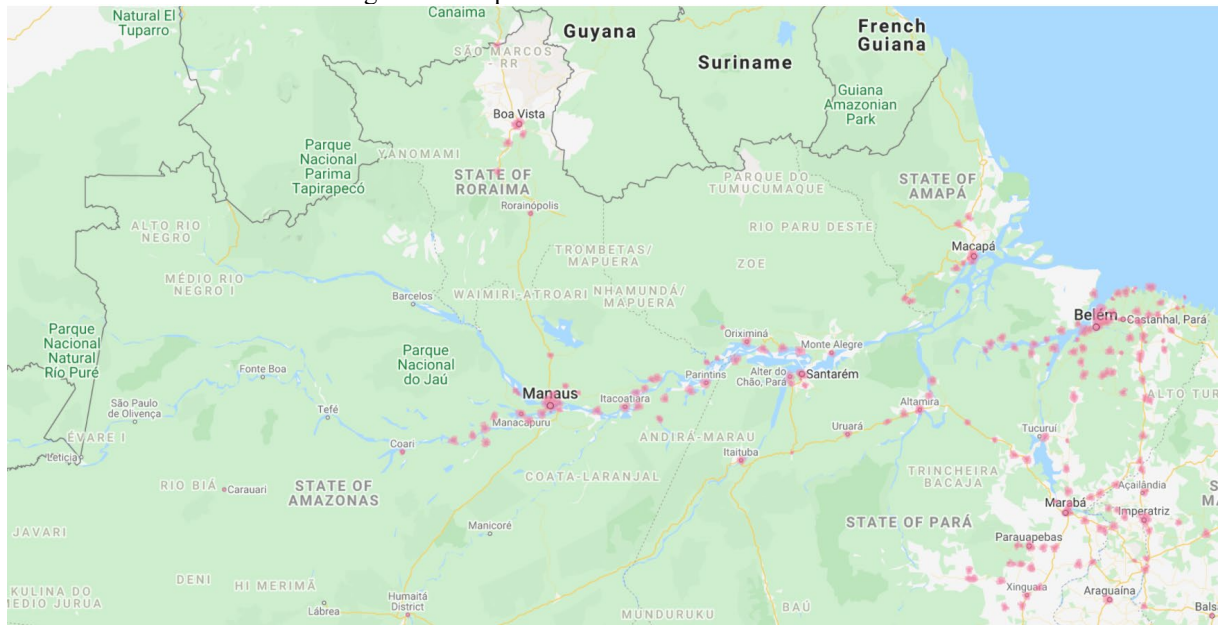
T_f = tempo de transporte fluvial

SH^x = renda horária do grupo de renda x

Devido à variabilidade do valor de transporte fluvial médio

É importante lembrar da impossibilidade de realização de trabalho remoto devido à baixa conectividade nos percursos, que torna o uso das redes móveis de telefonia e internet terrestres impossível a apenas alguns quilômetros dos centros urbanos da região como ilustrado na Figura 23.

Figura 23: Mapa de cobertura telefônica móvel 4G



Fonte: (VIVO, 2020)

Subsequentemente, as coordenadas geográficas com precisão da ordem de 100m dos terminais portuários identificados no levantamento foi obtida através de análise cartográfica de dados apresentados em plataformas de cartografia digital (Google Maps e Bing Maps), para a obtenção das distâncias geográficas diretas entre os pares de localidades servidos através da fórmula:

$$D = \text{acos}(\sin(\text{lat}_1) * \sin(\text{lat}_2) + \cos(\text{lat}_1) * \cos(\text{lat}_2) * \cos(\text{long}_2 - \text{long}_1)) * r$$

Onde:

D = distância de grande círculo entre duas localidades

lat_x = latitude da origem/destino

long_x = longitude da origem/destino

r = raio terrestre equatorial, tomado no caso como 6371 km

Outras formulações mais complexas para o cômputo das distâncias poderiam ser utilizados com elipsoides ou geoides mais precisos, porém a latitude equatorial e baixa dispersão de latitudes e altitudes induz em erro desprezível para a análise.

A partir das distâncias entre os terminais, foi calculado o “block time” para cada um dos pares de cidades estudado, através da seguinte equação:

$$T_h = 2 * T_{\text{taxi}} + T_{TO} + T_{\text{climb}} + T_{\text{Landing}} + T_{\text{Cruise}}$$

Onde:

T_h = tempo total de transporte de hidroaviação, “block time”

T_{taxi} = tempo de taxi em solo

T_{TO} = tempo de decolagem

T_{Climb} = tempo de subida

T_{Landing} = tempo de aproximação e aterrissagem

T_{Cruise} = tempo de cruzeiro

E o tempo de cruzeiro foi obtido por:

$$T_{\text{cruise}} = \frac{D}{V_{\text{cruise}}} * d_{\text{GPS}}$$

Onde:

T_{Cruise} = tempo de cruzeiro

D = distância de grande círculo entre duas localidades

V_{Cruise} = velocidade de cruzeiro da aeronave, tomada como 200km/h para as aeronaves de aviação geral estudadas

d_{GPS} = desvio de rota em navegação direta por GPS, tomado como 1,05.

Para os cálculos, o tempo de transporte de hidroaviação excetuado do tempo de cruzeiro foi tomado por dez minutos.

O custo real incluindo tempo por passageiro do modal de hidroaviação foi tomado por:

$$C_h^x = T_h * \left(\frac{CFH}{PAX} * \frac{1}{O} * (1 - RF) + SH^x \right)$$

Onde:

C_h^x = custo do transporte de hidroaviação total para um passageiro do grupo de renda x

T_h = tempo total de transporte de hidroaviação, “block time”

CFH = custo por hora de voo da aeronave contratada

PAX = capacidade de passageiros da aeronave

RF = fração de voos de reposicionamento sobre as horas de voo totais

O = taxa de ocupação da aeronave

SH^x = renda horária do grupo de renda x

Com os valores do custo total para os passageiros obtidos para ambos os modais em diferentes faixas de renda, é possível então calcular a viabilidade da substituição. Dada a inexistência na bibliografia de elasticidades de demanda para transporte naval interior e de hidroaviação e impossibilidade de experimentação real, foram utilizados valores de elasticidade análogos, de transporte ferroviário e rodoviário coletivo (BITRE, 2019), para custo e tempo de transporte. Tendo sido o valor do tempo precificado e integrado ao custo da tarifa de transporte para as duas opções de modais e grupos de renda, foi feita a escolha de um valor intermediário aos valores de elasticidade encontrados para tais sistemas de transporte, E, estabelecido em 1,5.

Para cada uma das rotas e para cada uma das faixas de renda dentro destas então foi feita a avaliação da viabilidade de substituição do modal, considerando uma substituição integral do modal fluvial pelo modal de hidroaviação caso a seguinte condição fosse respeitada:

$$C_h^x * El < C_f^x$$

Onde:

C_h^x = custo do transporte de hidroaviação total para um passageiro do grupo de renda x

C_f^x = custo do transporte fluvial total para um passageiro do grupo de renda x

El = elasticidade de substituição modal

Então para uma dada rota, o volume de passageiros anuais foi estimado por:

$$P_h = \sum_{x=1}^n H(C_f * El - C_h) * P_f * G_x * F_A$$

Onde:

P_h = passageiros de hidroaviação em uma determinada rota

x = grupo de renda

n = grupos de renda totais da discretização

$H()$ = função degrau unitário

C_h^x = custo do transporte de hidroaviação total para um passageiro do grupo de renda x

C_f^x = custo do transporte fluvial total para um passageiro do grupo de renda x

El = elasticidade de substituição modal

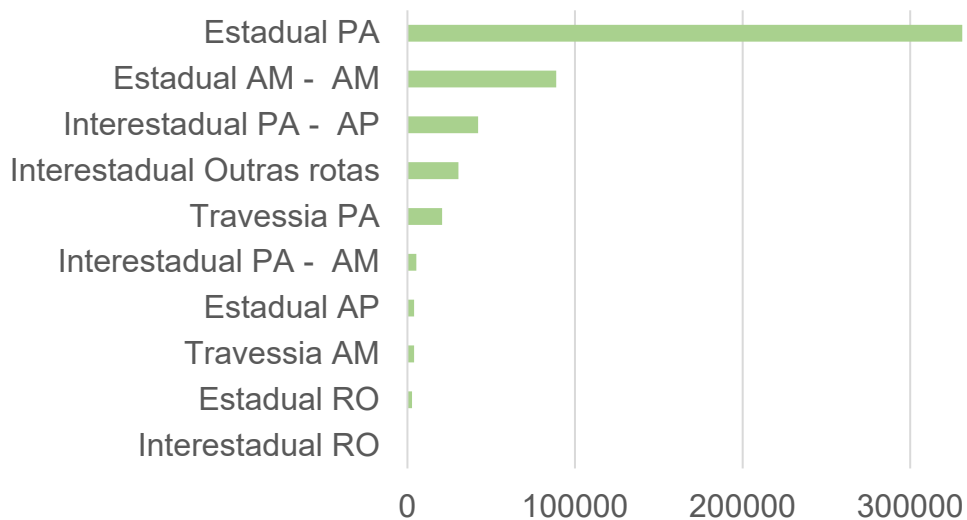
P_f = passageiros anuais da linha fluvial

G_x = fração do total da população presente no grupo populacional x

F_A = fator aeroportuário, 0,283 caso ambos os terminais da linha de transporte possuam um aeroporto facilmente acessível e, portanto, o transporte de hidroaviação fique relegado às paradas intermediárias desta, que correspondem à 28,3% do total de embarques e desembarques no chamado fator de rotatividade médio do transporte fluvial amazônico (ANTAQ / UFPA, 2018), e 1 caso ao menos 1 dos terminais da linha não possua acesso aeroportuário.

O volume de passageiros estimado nas rotas é de 529085 passageiros anuais, e a sua discretização por estado e tipo de rota é apresentada no Gráfico 16 abaixo:

Gráfico 16: Estimativa de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica



O nível de penetração do modal na rota é definido por:

$$R_h = \frac{P_h}{P_f}$$

Onde:

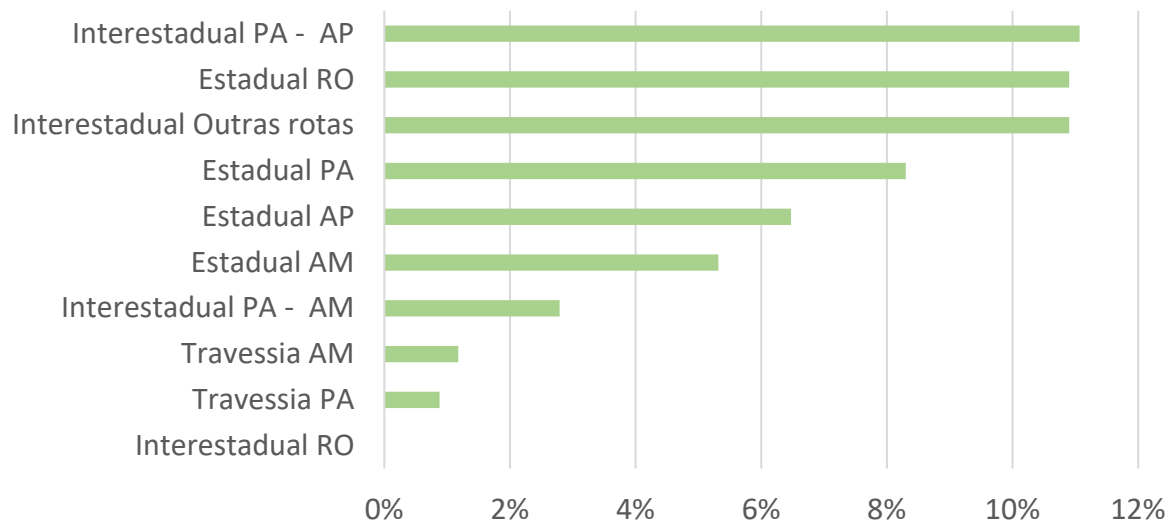
R_h = razão de penetração do modal de hidroaviação

P_h = passageiros de hidroaviação em uma determinada rota

P_f = passageiros anuais da linha fluvial

A penetração total do modal em relação ao modal hidroviário é de 5,6% e os resultados do nível de penetração por estado e tipo de rota é visível no Gráfico 17 abaixo:

Gráfico 17: Penetração percentual do modal de hidroaviação em relação ao modal hidroviário para o transporte de passageiros



O total de horas de operação necessárias para suprir uma dada rota pode ser obtida através de:

$$FH_i = \frac{P_h * T_h * O}{PAX}$$

Onde:

FH_i = horas de voo anuais necessárias para suprir o requerimento de uma rota i

P_h = passageiros de hidroaviação em uma determinada rota

T_h = tempo total de transporte de hidroaviação, “block time”

O = Taxa de Ocupação

PAX = capacidade de passageiros da aeronave

Para definir o número de aeronaves necessárias para a suprir as horas de voo requeridas por toda as rotas estudadas é preciso definir a taxa de utilização a ser utilizada. O número de horas de voo anuais de uma aeronave pode variar de maneira significativa como demonstrado na Tabela 13 abaixo:

Tabela 13: Horas anuais de voo por tipo de operação

Operador	Missão	Média FH/AC	Fontes
	Pessoal	55	1
Privado	Negócios com tripulação	214	1
	Trabalhos aéreos	483	1
	Aviação geral	108	1
	Taxi aéreo	420	1
Commuter/sob demanda	Turismo aéreo / voo panorâmico	429	1
	Resgate / médico	382	1
	Commuter/sob demanda	414	1
Limite teórico aviação geral	Turbohélice	1055	2
	Jato / Fan	900	2
Linha aérea	Linha aérea	3942	3

Fontes: 1: (FAA, 2020) 2: (MCDUGALL e CHO, 1989) 3: (MIT, 2019)

Considerando a semelhança das operações do tipo commuter com a operação de hidroaviação proposta, será utilizada a média de horas anuais desta para a estimativa de frota necessária, calculada abaixo:

$$AC = \frac{\sum_1^l FH_i}{U}$$

Onde:

AC = número de aeronaves necessárias

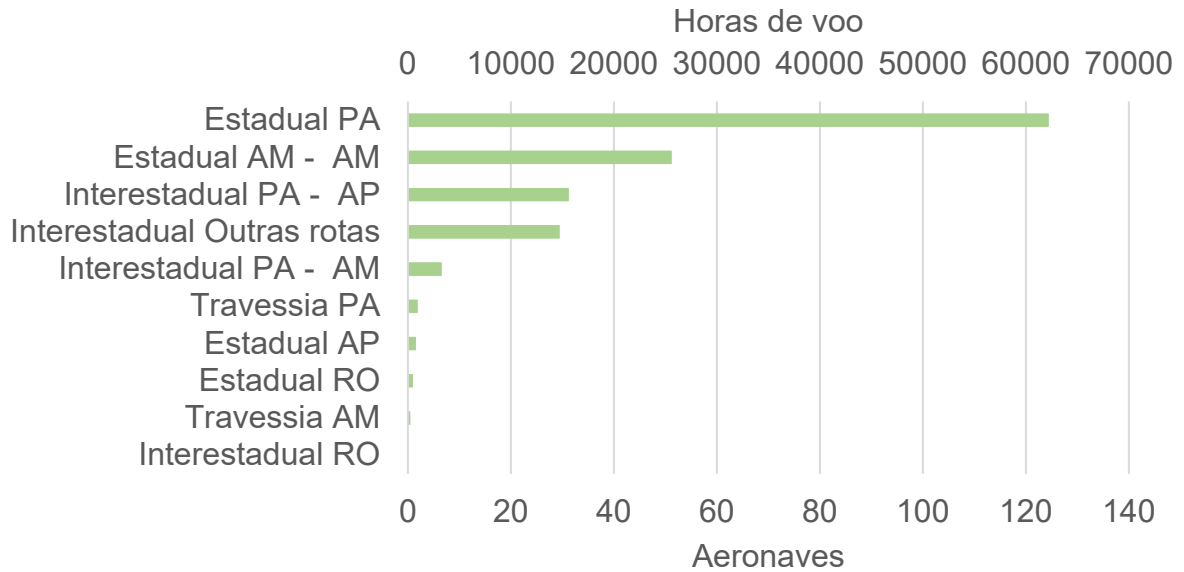
FH_i = horas de voo anuais necessárias para suprir o requerimento de uma rota i

l = quantidade de rotas estudadas

U = utilização anual média da frota de aeronaves

Assim seriam necessárias 296 aeronaves de 5 passageiros efetuando um total de 124000 horas de voo anuais. A discretização por estado e tipo de rota é feita no Gráfico 18 abaixo:

Gráfico 18: Horas de voo e aeronaves necessárias para suprir a demanda de transporte de hidroaviação na Amazônia



Desconsiderando otimizações de precificação e yield management e estabelecendo uma tarifa fixa para todos os passageiros, o faturamento anual total oriundo do transporte de passageiros de uma rota é obtido através da seguinte equação:

$$V_h = P_h * T_h * \frac{CFH}{PAX} * \frac{1}{O} * (1 - RF)$$

Onde:

V_h = valor total anual da rota de hidroaviação

P_h = passageiros anuais da rota de hidroaviação

T_h = tempo total de transporte de hidroaviação, “block time”

CFH = custo por hora de voo da aeronave contratada

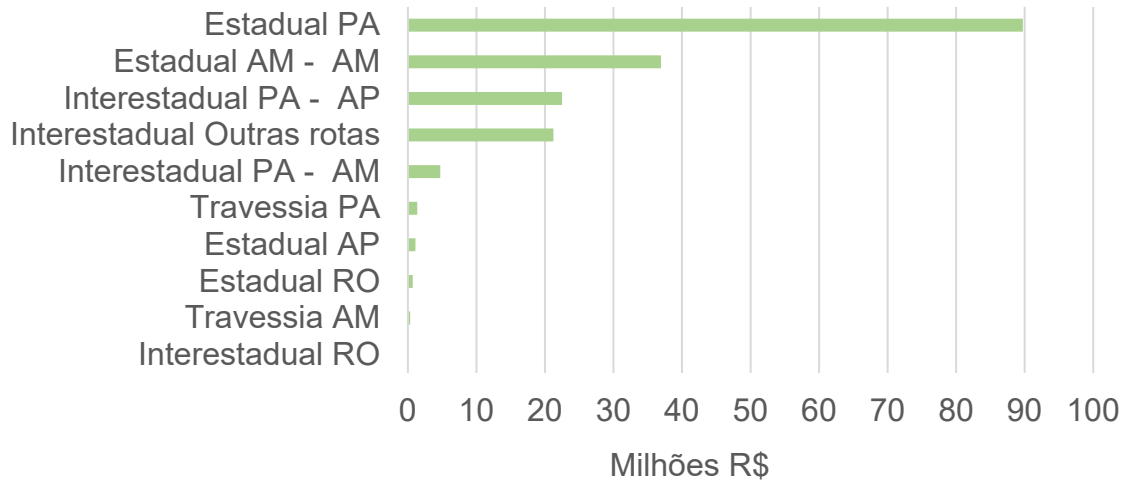
PAX = capacidade de passageiros da aeronave

RF = fração de voos de reposicionamento sobre as horas de voo totais

O = taxa de ocupação média dos voos da rota

Deste modo, o valor total do mercado é estimado em 179 milhões de reais, discretizado abaixo por estado e tipo de rota (Gráfico 19):

Gráfico 19: Valor anual estimado das rotas de hidroaviação



O RPK, número de quilômetros-passageiro pagantes voados, pode ser calculado para uma dada rota por:

$$RPK = P_h * D$$

Onde:

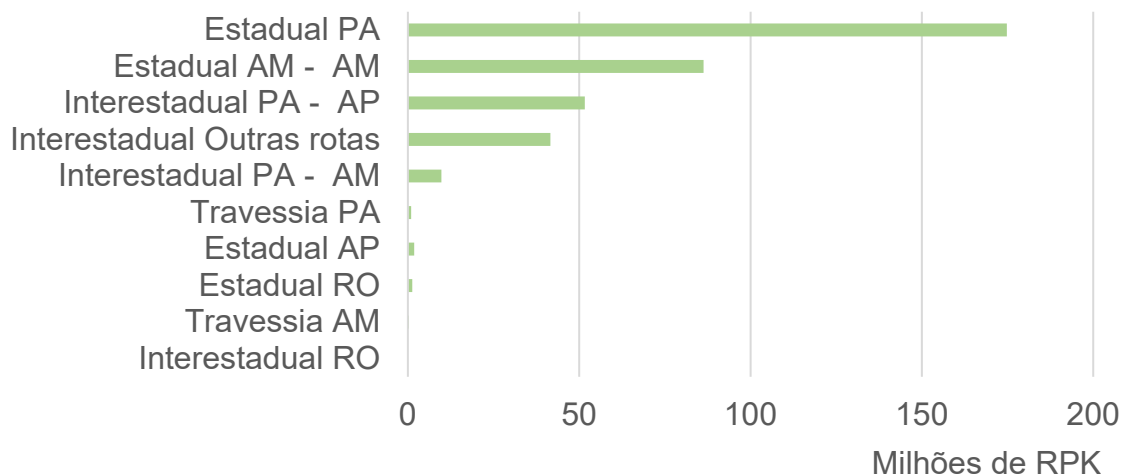
RPK = número de quilômetros-passageiro pagantes voados

P_h = passageiros de hidroaviação em uma determinada rota

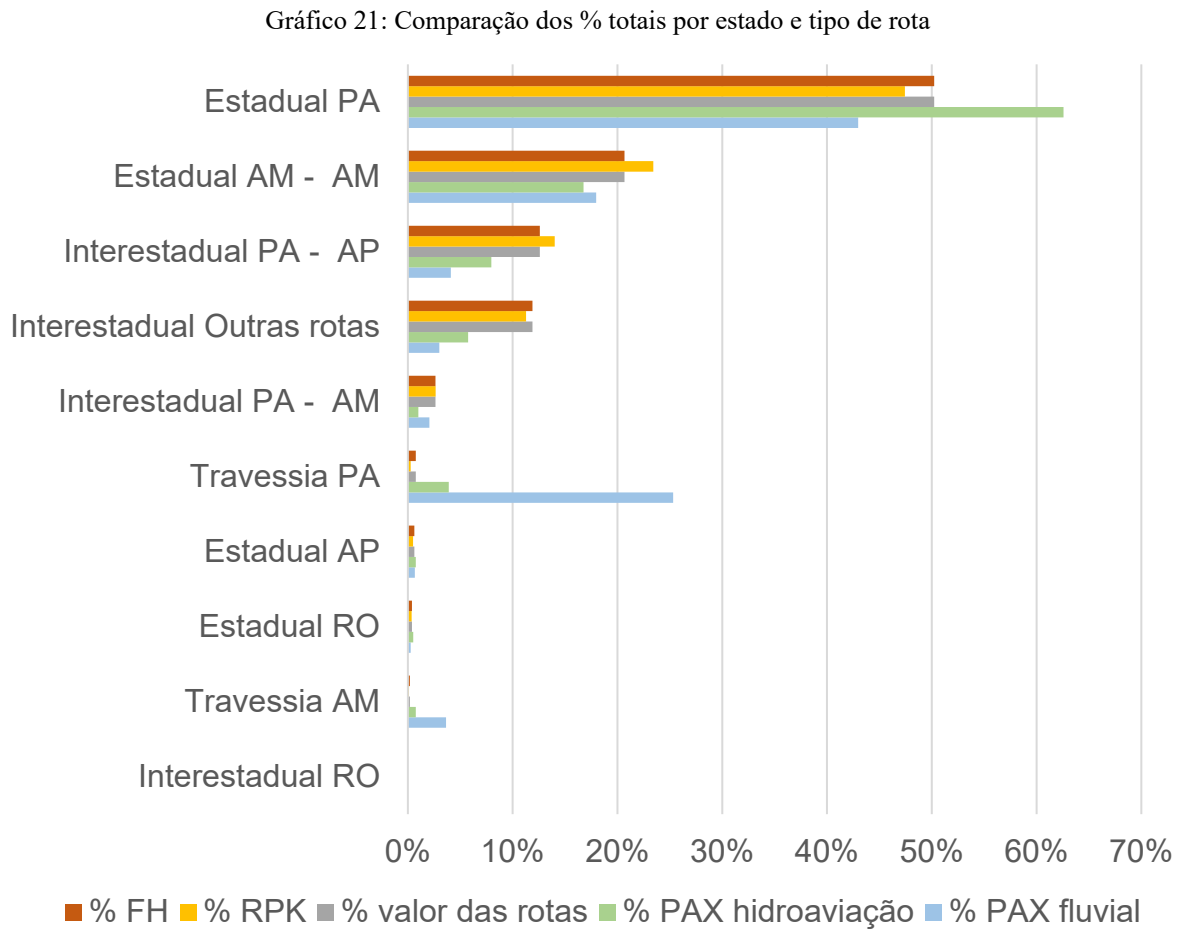
D = distância de grande círculo entre duas localidades

O setor de hidroaviação seria assim responsável por 368 milhões de RPK anuais, o que representaria um aumento de 26% no tráfego aéreo regional da Região Norte do país (ANAC, 2020). Os números são apresentados Gráfico 20 abaixo por estado e tipo de rota:

Gráfico 20: RPK de hidroaviação estimados



Uma comparação dos dados em porcentual do total é feita no Gráfico 21 abaixo:



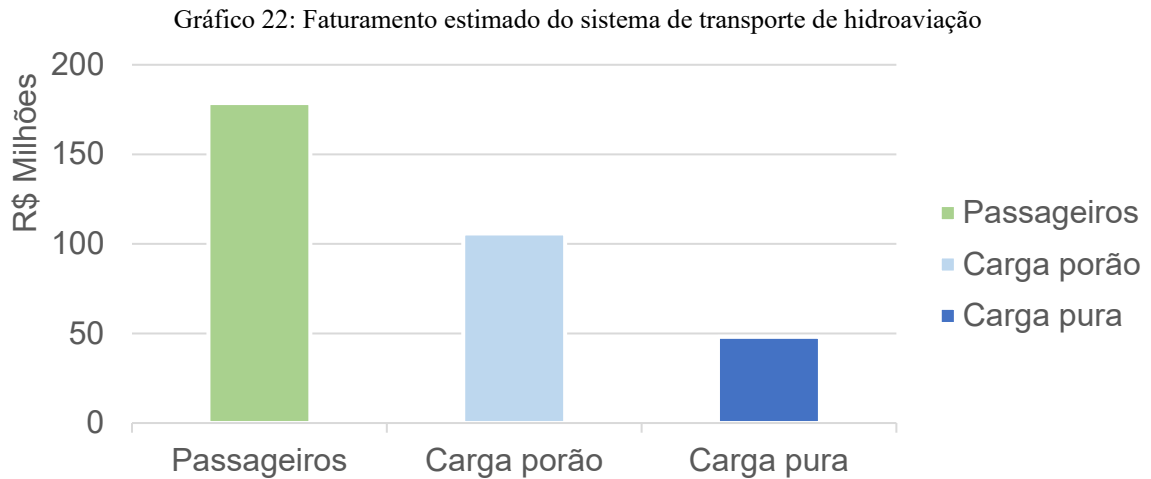
A análise do Gráfico 21 mostra que o transporte estadual de passageiros no estado do Pará é a maior aplicação potencial para o modal, seguida do estado do Amazonas. É visível que a penetração do modal de hidroaviiação é bastante elevada para o transporte estadual no Pará e entre o Pará e o Amapá enquanto a penetração no transporte de travessia é a menor, o que demonstra a baixa competitividade do modal em distâncias curtas com elevados níveis de tráfego. Finalmente, mesmo que os volumes transportados no Amapá e Rondônia não sejam expressivos em relação ao volume global de transporte, eles têm uma penetração bastante elevada em relação ao transporte hidroviário (Gráfico 17).

5.3.2 Transporte de cargas

De maneira ainda mais pronunciada do que no transporte de passageiros, uma análise do potencial do transporte de cargas é dificultada pela falta de linha de base comparativa. Uma

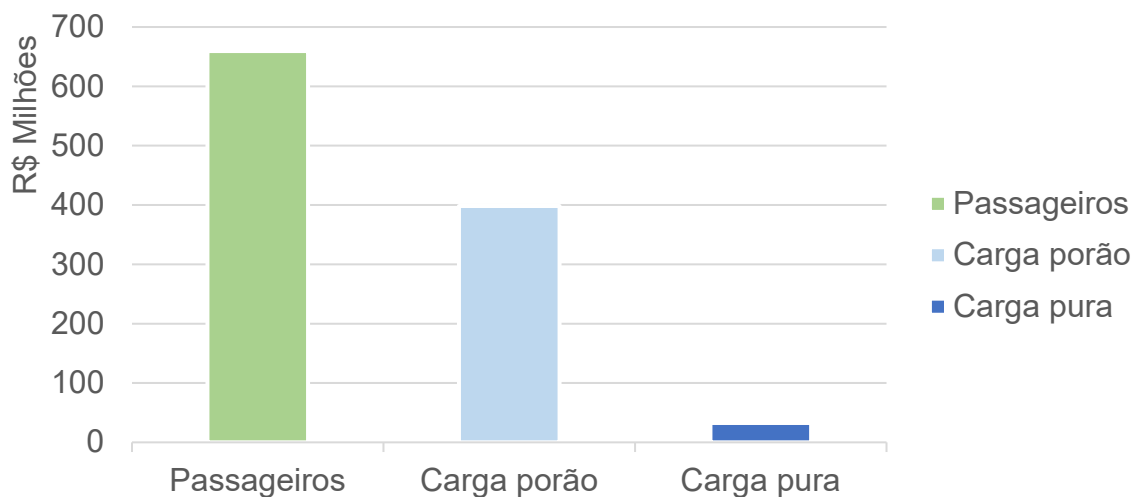
estimativa inicial pode ser feita através de uma relação simples entre o volume de transporte aéreo de cargas e o volume total de cargas transportadas no país, 0,4% (CONFEDERAÇÃO NACIONAL DOS TRANSPORTES, 2019) e o volume de cargas fluviais transportado em cada linha de transporte, o que geraria uma demanda de 13,1 mil toneladas anuais e 4,7 milhões de toneladas-quilômetro anuais transportada, apenas para as linhas onde a diferença de tempo entre o tempo de transporte fluvial e aéreo fosse superior a 4 horas, o que justificaria a utilização do modal. Considerando o transporte em porão nas rotas das aeronaves equivalente à massa de 20% da sua capacidade de passageiros, complemento da estimativa da taxa de ocupação das aeronaves, seriam necessárias mais 33,3 mil horas de voo suplementares e 81 aeronaves nas mesmas taxas de utilização. Considerando ainda um custo de transporte fixo de 10 reais o quilo por encomenda transportada em porão de aeronaves (considerando o custo marginal zero de transporte aéreo pela capacidade ociosa, a tarifa cobrindo os custos de operação de solo e estocagem) e CFH usual da aeronave para voos suplementares à demanda de passageiros, trata-se de um mercado potencial de 154 milhões de reais, dividido entre 106 milhões de reais para as cargas de porão e 48 milhões para os voos exclusivos de transporte de cargas, valor não negligível frente às linhas de transporte de passageiros (Gráfico 22). Combinados, o sistema de transporte teria um potencial econômico de 333 milhões de reais anuais para o operador.

Em vista da estimativa, é provável que a demanda para entregas expressas de cargas seja bem mais expressiva, considerando o crescimento do comércio eletrônico no país e o custo de transporte de encomendas na Região Norte: o custo de envio pelos Correios de uma encomenda de 1kg a uma distância de 50km pelo rio é de R\$ 27,90, e tem um tempo médio de 16 dias úteis na modalidade expressa (CORREIOS, 2021). O mesmo trecho seria feito em menos de 20 minutos com um hidroavião. É importante frisar que o volume de carga transportada estimado equivale a 545 gramas por ano por habitante da região, passível de grande incremento com o aumento da penetração do comércio eletrônico.



Em uma extrapolação paralela, caso o aumento da qualidade dos serviços e a redução dos tempos de trânsito aproximem o perfil do público do transporte de passageiros por hidroaviação à população geral da região (Tabela 12), o mercado total de transporte por hidroaviação atingiria o valor de 1,1 bilhão de reais anuais, de acordo com o Gráfico 23: Faturamento estimado do sistema de transporte de hidroaviação caso a penetração seja uniforme aos níveis de renda encontrados na região abaixo.

Gráfico 23: Faturamento estimado do sistema de transporte de hidroaviação caso a penetração seja uniforme aos níveis de renda encontrados na região



5.4 Emissões de poluentes

Dado o desafio da contenção das mudanças climáticas enfrentadas pelo planeta, a proposição de uma tecnologia de transporte com maior performance só faz sentido se o balanço de emissões de poluentes oriundos da aplicação desta for inferior àquele da tecnologia que este substitui. Assim, faz-se necessária a estimativa das emissões do modal de hidroaviação.

Para tanto o cálculo de emissões de gases de efeito estufa da aplicação do modal de hidroaviação foi feito através da utilização de dados de consumo médio por hora (“block time”) de aeronaves a pistão de 46,2 l/h (FAA, 2020), multiplicados pelo volume de gases estufa emitidos por litro de combustível de aviação (Tabela 14) e seus fatores de equivalência de emissões de carbono (Fonte: (EPA, 2014) Tabela 6).

Tabela 14: Emissões de gases estufa devido à queima de gasolina de aviação

Gás	Valor	Unidade	CO ₂ e 100 anos
CO ₂	2.1926	kg/l	1
CH ₄	1.8628	g/l	36
N ₂ O	0.029	g/l	298
Total	2.2683	kg/l CO ₂ e	1

Fonte: (EPA, 2014)

Em sequência, o total de horas de voo anuais por rota foi multiplicado pelo consumo de combustível e as emissões de gases efeito estufa, como demonstrado na equação a seguir, obtendo o total de emissões devido à operação do modal de hidroaviação

$$E_H = \sum FH_i * FC_{FH} * (F_{CO_2} + F_{CH_4} * C_{CH_4} + F_{N_2O} * C_{N_2O})$$

Onde:

E_H = Emissões de CO₂ devidas ao modal de hidroaviação

FH_i = horas de voo anuais necessárias para suprir o requerimento de uma rota i

FC_{FH} = consumo de combustível médio por hora de voo, em l/h

F_{CO_2} = emissões de dióxido de carbono por litro de combustível utilizado

F_{CH_4} = emissões de metano por litro de combustível utilizado

F_{N_2O} = emissões de óxido nitroso por litro de combustível utilizado

C_{CH_4} = GWP CO₂e para 100 anos do gás metano (CH₄)

C_{N_2O} = GWP CO₂e para 100 anos do gás óxido nitroso (N₂O)

Para compreender o balanço de emissões, é necessário computar a redução das emissões devido à redução no transporte de passageiros em rotas fluviais. Isto foi feito através da equação seguinte:

$$RE_f = \sum \frac{E_{Pkm-CO_2e} * D_f * P_h}{O}$$

Onde:

RE_f = Redução de emissões do transporte fluvial devido à substituição pelo transporte de hidroaviação

E_{Pkm-CO_2e} = Emissões de CO₂ equivalente por passageiro-quilômetro transportado

D_f = distância de transporte fluvial da linha estudada

P_h = passageiros anuais da rota de hidroaviação

O = taxa de ocupação de passageiros

Finalmente, o balanço percentual de emissões é calculado através da seguinte fórmula:

$$\Delta_E = \frac{E_H - RE_f}{RE_f}$$

Onde:

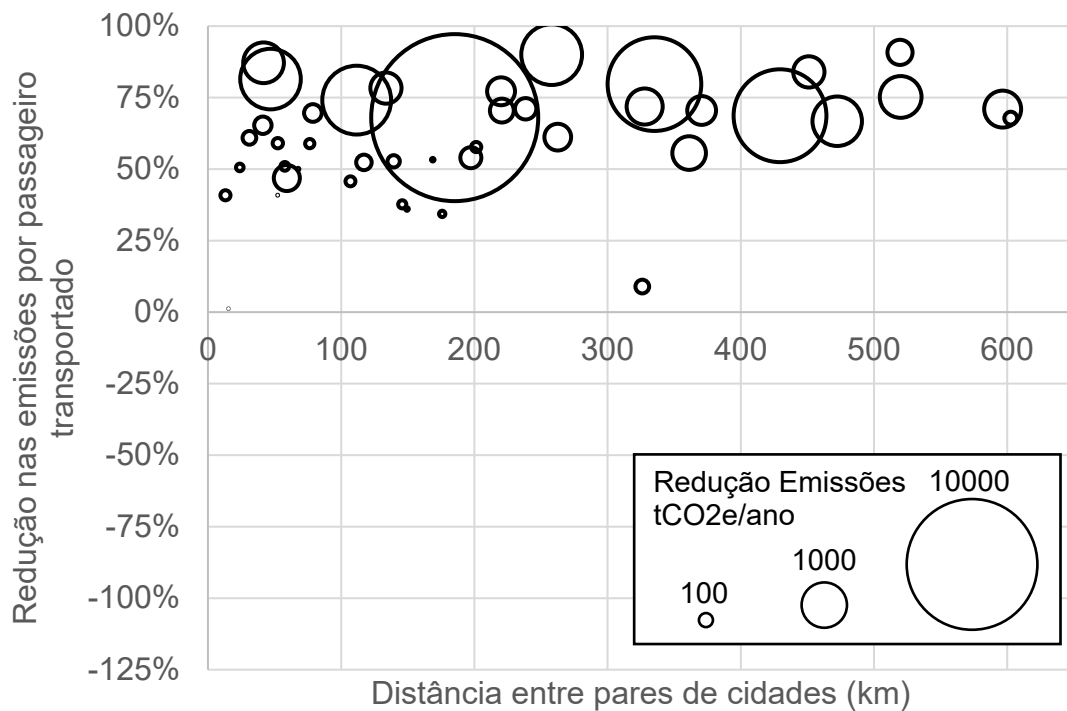
Δ_E = Balanço percentual de emissões

RE_f = Redução de emissões do transporte fluvial devido à substituição pelo transporte de hidroaviação

E_H = Emissões CO₂e devidas ao modal de hidroaviação

Deste modo, de maneira inesperada, foi obtido que existe uma redução efetiva média na emissão de gases estufa CO₂e da ordem de 65% por passageiro transportado por hidroaviões em relação ao transporte fluvial, com redução efetiva para a grande maioria das rotas como ilustrado pelo a seguir:

Gráfico 24: Redução percentual de emissões por passageiro e magnitude da redução total de emissões por rota, pela distância percorrida no transporte fluvial

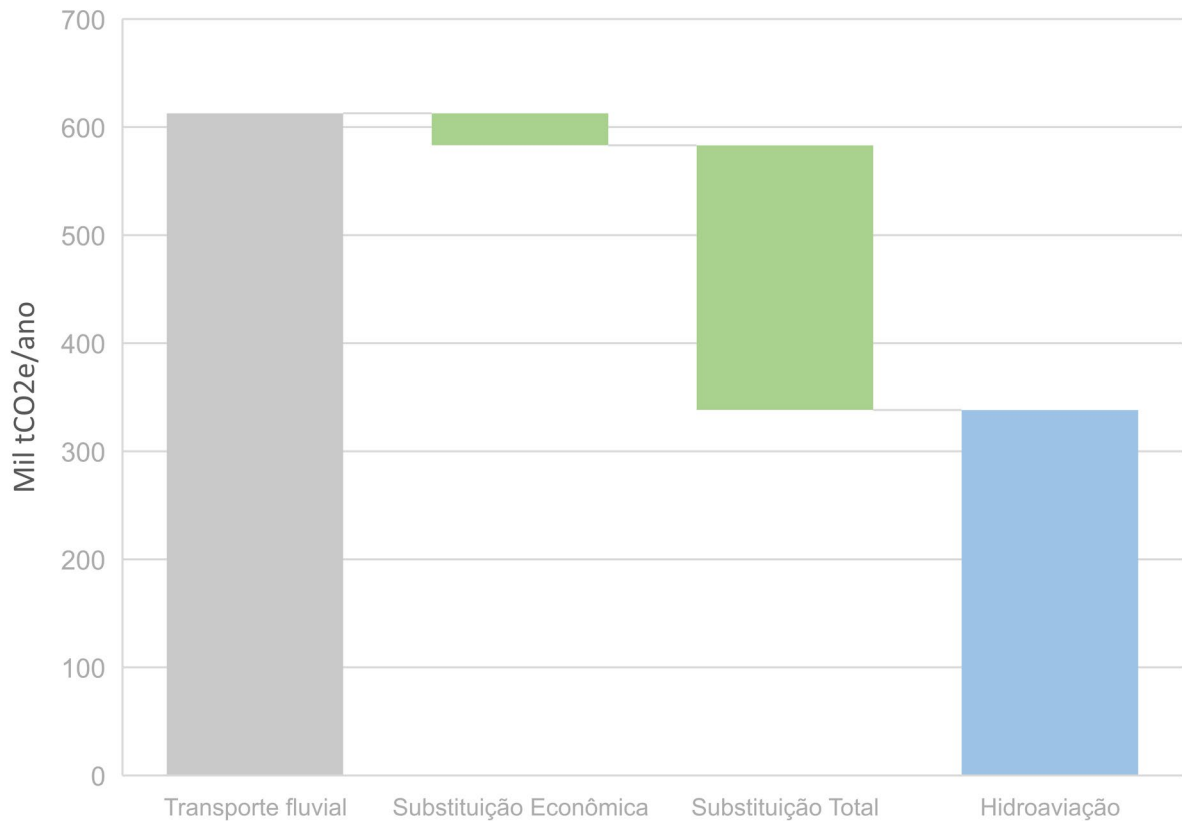


Apenas duas rotas tiveram aumento dos níveis de emissão, e uma atingiu a equivalência (1% de redução), porém todas estas são rotas com pequenas distâncias e baixa penetração do modal de hidroaviação, denotando a efetividade e consistência do mesmo na redução das emissões de gases de efeito estufa.

Foi feita uma extrapolação onde a penetração do modal foi expandida para 100% do transporte regular de passageiros, e o balanço total das emissões dos passageiros foi reduzido e 45%. Caso sejam excluídas as rotas onde o balanço de emissões é positivo, as reduções chegam a 48% do total Gráfico 25. Desta maneira, o modal se apresenta como uma ferramenta viável para a redução das emissões de CO₂ na região amazônica.

Apesar do consumo elevado por hora e por passageiro das aeronaves tornar tal conclusão contraintuitiva inicialmente, tal redução é possível pelas grandes velocidades e eficiência estrutural e aerodinâmica, de maneira análoga ao balanço energético do voo dos pássaros (ALEXANDER, 2002).

Gráfico 25: Potencial de redução das emissões de CO₂ com a aplicação dos transportes de hidroaviação



Em relação a outros poluentes, as aeronaves de motorização a pistão utilizam, salvo em projetos recentes e adaptações, gasolina de aviação, que contém compostos antidetonantes de chumbo em sua composição. O chumbo causa diversos impactos de saúde nos humanos e no meio ambiente (GIDLOW, 2004), e o uso do modal de hidroavição causaria uma emissão da ordem de 3,2 toneladas anuais na atmosfera, o que não representa um valor global significativo porém pode vir a ser um risco ocupacional para trabalhadores em proximidade constante com as aeronaves (PARK, GU e LEE, 2013).

Finalmente, devido às grandes velocidades do meio de transporte e baixos tempos de percurso, os hidroaviões não possuem compartimentos sanitários ou cozinhas e, portanto, não geram emissões oriundas destes, o que colabora para a redução de emissões ambientais em relação ao transporte fluvial.

Parte II: Projeto conceitual e otimização de hidroaviões

6. Aumento da Penetração de Modais de Transporte

Dado o nível de penetração estimado do modal de hidroaviação de 5,6% levantado na Parte I e o seu potencial de retorno econômico e ambiental, fica a questão de como aumentar a penetração do modal para a realização plena do seu potencial.

Uma das maneiras para tanto é a redução do custo ao usuário, uma vez que as elasticidades relativas aos custos de transporte são virtualmente todas negativas para um mesmo modal (BITRE, 2019), ou seja, quanto mais baixo o custo de um transporte, maior a sua utilização. Também são variáveis geralmente positivas para o aumento do uso de um modal a sua velocidade, número de frequências disponíveis e redução das distâncias às paradas do transporte aos pontos final e inicial da jornada do usuário. Dadas as vantagens já bastante favoráveis ao modal de hidroaviação em relação ao fluvial nestes últimos, resta como principal a questão dos custos.

Em relação a estes, existe uma série de fatores que podem possibilitar sua redução, incluindo desonerações e incentivos fiscais aos operadores das linhas de transporte, subvenções diretas aos operadores (AIR CORSICA, 2019) e subvenções aos utilizadores, como descontos para residentes das regiões servidas (ESPANHA, 2001), normalmente utilizados por países com territórios insulares e ultramarinos apartados de um território continental contíguo como meio de integração nacional econômica, política e estratégica, permitindo trocas econômicas aumentadas e uma dinamização da economia desses locais, normalmente marginalizada pelas distâncias e posicionamento periférico na rede econômica, além de servirem como uma ponte de projeção estatal, permitindo o acesso a serviços públicos indisponíveis na infraestrutura local. Tais subvenções são justificadas por taxas de retorno elevadas na criação de riquezas nos territórios afetados, de 4,37 a 4,65 vezes o total gasto no caso da Córsega (AIR CORSICA, 2019).

A maneira mais direta, porém, independente de políticas públicas locais ou nacionais, é a utilização de aeronaves mais eficientes e com custo operacional menor. Esta via será o enfoque da Parte II.

7. Metodologia

Inicialmente, foi compilado um banco de dados paramétrico de características físicas e de performance de hidroaviões e aeronaves anfíbias, com informações de bibliografia especializada, de certificação e de dados de fabricantes, para o estabelecimento de uma linha

de base de performance e de emprego tecnológico nos projetos atuais (RAYMER, 1989). A base foi analisada com técnicas estatísticas de modo a obter uma maior compreensão sobre as características destas aeronaves. Como a bibliografia na área é praticamente inexistente a partir da década de 60, este é um passo fundamental para se estabelecer o estado da arte e da técnica na área.

Em sequência, as informações obtidas com a pesquisa paramétrica serão utilizadas como ponto de partida para a alimentação de um software de análise de performance e custos operacionais de aeronaves desenvolvido especialmente para o uso no projeto conceitual de hidroaviões, capaz de simular a influência da variação do projeto aerodinâmico, casco, configurações, materiais e motorização, incluindo grupos motopropulsores elétricos e híbridos, com dados históricos, atuais e previsão futura em um horizonte até 2030 de custos e performance da tecnologia de baterias e motorização elétrica. A partir da análise paramétrica, foi efetuada uma otimização computacional paralelizada das características das aeronaves onde foram variadas diversas características nos âmbitos dos materiais construtivos, aerodinâmica e motorização para diferentes categorias de aeronaves de interesse, e seus dados de performance, custos operacionais e custos de ciclo de vida foram utilizados como meta na escolha dos candidatos de maior interesse em cada categoria.

Finalmente, os dados de performance oriundos das aeronaves foram utilizados como base para a reedição das análises de demanda efetuadas na seção 5.3 da Parte I do trabalho, de maneira a avaliar o impacto das modificações na viabilidade global do sistema de transportes.

8. Análise Paramétrica

Uma tentativa de amostragem integral de todos os projetos de hidroaviação em fase de projeto, fabricação e operação a partir de 1984 foi feita a partir de uma revisão bibliográfica de catálogos aeronáuticos (TAYLOR e MUNSON, 1983), (JACKSON, MUNSON e PEACOCK, 2004) e pela consulta a sites e informações técnicas disponibilizadas pelos fabricantes (as aeronaves estudadas na criação da base paramétrica estão listadas no Apêndice I). As características publicadas das aeronaves foram compiladas junto à estas de acordo com a disponibilidade na bibliografia e quando necessário e possível, extrapoladas através de outras características ou imagens e desenhos das aeronaves. A partir destes dados, serão analisados a seguir algumas das características principais das aeronaves pertinentes à seleção das configurações e eixos de melhoria a serem posteriormente otimizados.

8.1 Cascos flutuantes e flutuadores

De todas as características de uma aeronave, a mais importante na definição de um hidroavião é a presença de cascos ou flutuadores hidrodinâmicos que exerçam a interface com o meio hídrico nas suas operações de superfície, de maneira homóloga ao trem de aterrissagem de aeronaves que operam em terra. Consoantemente, uma parcela significativa das aeronaves de hidroaviação é composta de aeronaves terrestres convertidas em hidroaviões através da adição de flutuadores. Isto acarreta uma dificuldade na obtenção de informações para hidroaviões convertidos a partir de versões terrestres, onde muitas vezes apenas os dados de performance da aeronave original estão disponíveis. Todavia, isto não foi um impedimento para a construção da base, pois a performance de um hidroavião ou aeronave anfíbia nativa (casco flutuante) na mesma categoria de peso e performance de uma aeronave terrestre convertida é bastante superior àquela das aeronaves convertidas, devido ao aumento de área molhada e volume, da penalidade de forma e do peso extra dos flutuadores (STINTON, 1997), como pode ser visto na Tabela 15, que demonstra a redução expressiva de performance das aeronaves com flutuadores em relação à aeronave terrestre original.

Em um hidroavião com casco, porém, a redução da performance é dada pela modificação na forma da superfície inferior da fuselagem e na adição de flutuadores adicionais, quando necessários. O aumento do arrasto gerado pela fuselagem devido à adição de um casco hidrodinâmico à sua parte inferior é da ordem de 25%, em comparação à uma fuselagem baseada em um perfil aerodinâmico rotacionado (PARKINSON, OLSON, *et al.*, 1943). Para uma fuselagem real, o aumento do arrasto seria conseqüentemente bastante inferior, e no cômputo total do arrasto da aeronave, seria ainda mais diluído em razão da soma das outras parcelas de arrasto.

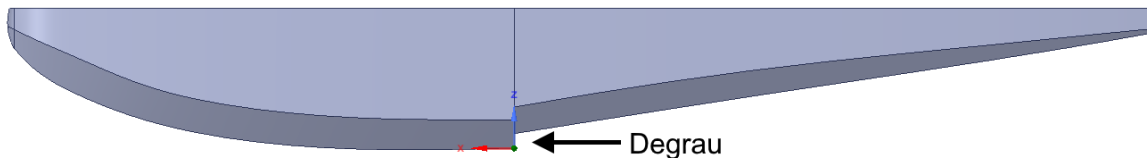
A maior parte do arrasto aerodinâmico adicional causado pela incorporação do casco à fuselagem é causado pelo degrau (STINTON, 1997) localizado na região central, dividindo-o nas partes frontal e traseira (Figura 24). O degrau é necessário para a introdução de uma camada de ar no fluxo hidrodinâmico e quebrar a sucção deste, permitindo a saída do casco do regime deslocante e sua entrada no planante, diminuindo assim o arrasto e o requerimento propulsivo da aeronave durante a decolagem.

Tabela 15: Comparação de performance entre as variantes terrestres e aquáticas da aeronave Paternavia P68

Característica	Valor	Variação percentual em relação ao original		
	Original (trem fixo)	Trem retrátil	Hidroavião	Anfíbio
MTOW kg	1960	0	+20%	+20%
Peso Vazio kg	1270	+2.5%	+31%	+41%
Carga útil kg	690	-4.6%	0	-19%
V_H kts	174	+5%	-15%	-15%
Razão de subida m/s	8.13	+4%	-31%	-31%
Teto m	6096	+10%	-20%	-20%
Alcance km	2038	+4.5%	-38%	-38%
Arrasto	100%	-9.5%	+38%	+38%
Produtividade	100%	0	-15%	-31%

Fonte: (STINTON, 1997)

Figura 24: Posição do degrau no casco de um modelo computacional da parte inferior da fuselagem de um hidroavião



Todavia, pequenas aeronaves com baixo peso máximo de decolagem podem se valer de cascos sem o degrau, diminuindo drasticamente a penalidade aerodinâmica do hidroavião (RAYMER, 1989).

Um projeto de aeronave recente, o Lisa Akoya (Figura 25) lidam com o problema do degrau através do uso de hidrofólios, porém estes introduzem novas complexidades de operação e projeto (STINTON, 1997). Outras soluções propostas para o problema são o uso de degraus ou flutuadores retráteis como encontrados nos flutuadores secundários do Consolidated PBV-5 Catalina (Figura 26), porém estes também introduzem peso e uma complexidade mecânica adicional nas aeronaves.

Figura 25: Lisa Akoya, avião anfíbio francês categoria LSA com casco sem degrau e uso de hidrofólios para sustentação na água



Fonte: (FLUGKERT2, 2012)

Figura 26: Consolidated PBY-5 Catalina com o flutuador secundário retrátil aberto proeminente à direita da imagem



Fonte: (ALAMINO, 2015)

Recentemente, o desenvolvimento de tecnologias de injeção de ar em cascos de navios para redução de arrasto hidrodinâmico (SLYOZKIN, ATLAR, *et al.*, 2014) tem mostrado resultados promissores, com redução de arrasto em laboratório da ordem de 25%. A adaptação destas tecnologias para hidroaviões poderia resultar em aeronaves com penalidades menores de arrasto em cruzeiro e uma capacidade melhor de decolagem em trechos curtos (STOL).

Ainda que as vantagens de performance advindas da utilização de um casco hidrodinâmico em relação a flutuadores sejam significativas, estas não são suficientes para a ocupação integral do espaço da hidroaviação pelos aviões com o casco na fuselagem, pela simples razão da existência de uma quantidade muito superior de projetos de aeronaves terrestres e da possibilidade de adaptação de um flutuador disponível comercialmente nestas. Na verdade, existe uma distribuição quase equitativa do espaço de projetos entre aeronaves dos dois tipos, como pode ser visto no Gráfico 26.

Na operação comercial de hidroaviões, porém, a situação se inverte. Um levantamento não exaustivo de operadores comerciais do tipo transporte aéreo e charter (sob regras FAR 121 e 135 e equivalentes internacionais) mostrou que de 34 operadores recenseados, apenas 2 utilizavam hidroaviões com casco na fuselagem, enquanto todos utilizavam aeronaves com flutuadores (Gráfico 27).

Gráfico 26: Distribuição do número de projetos de aeronaves recenseados na base paramétrica em relação aos dispositivos de flutuação utilizados

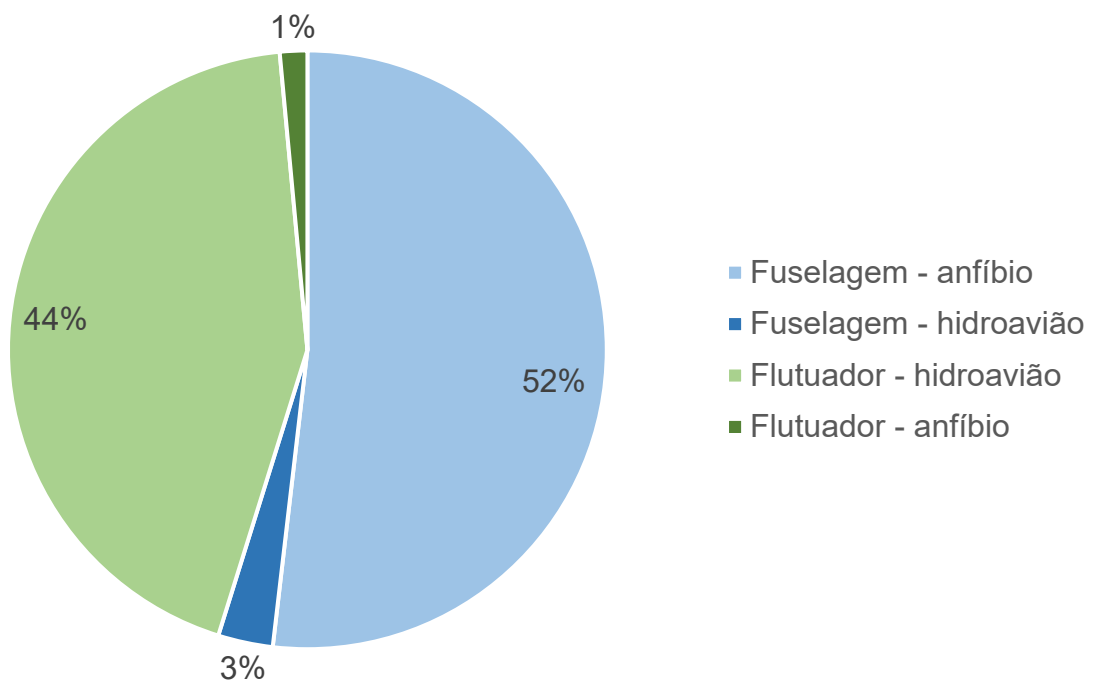
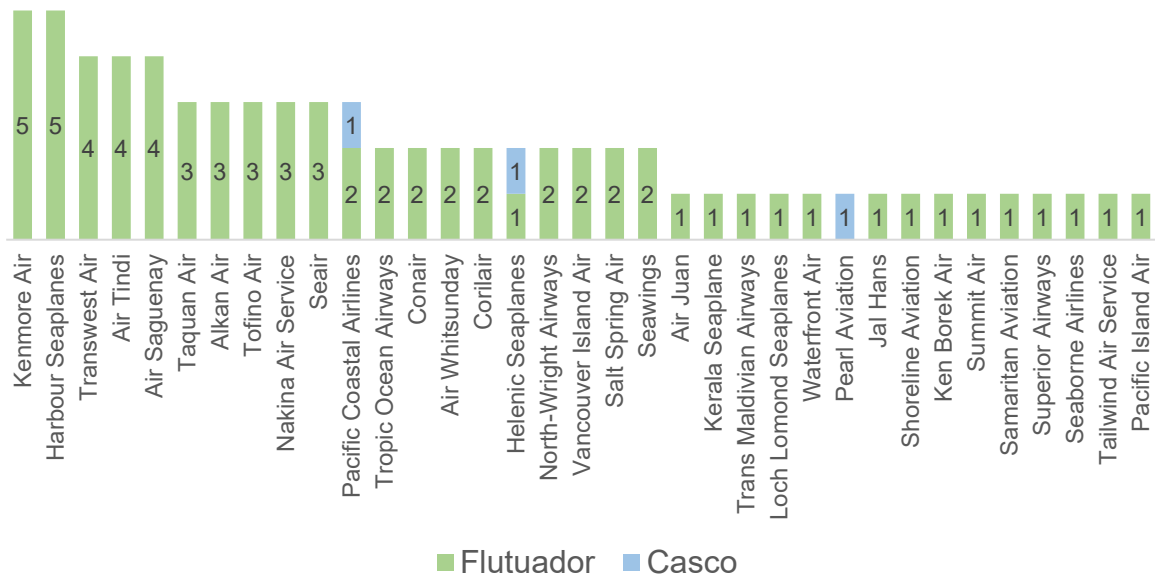
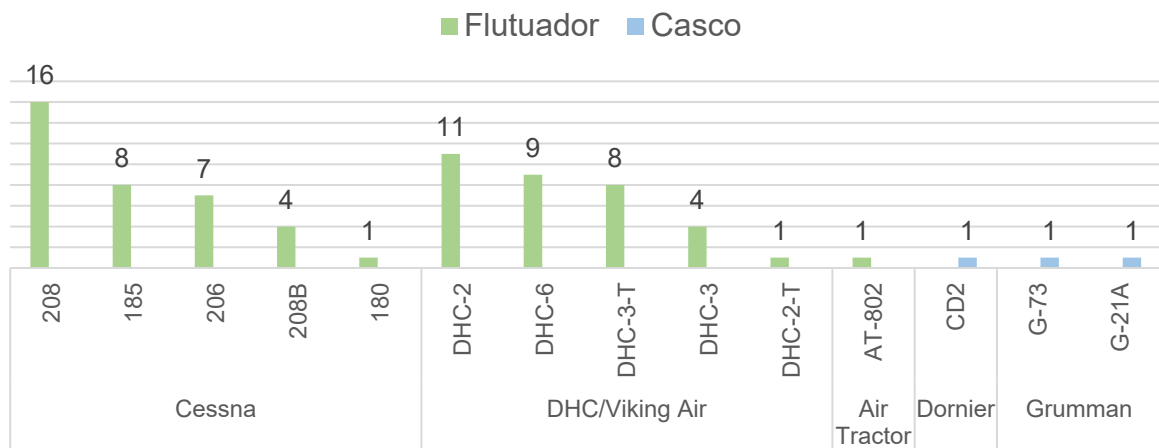


Gráfico 27: Número de tipos de hidroaviões utilizados por operadores comerciais, divididos em relação aos dispositivos de flutuação utilizados



Uma análise mais detalhada dos operadores mostra a existência de um duopólio efetivo no mercado de hidroaviões para operações comerciais, ocupado pelos fabricantes Cessna e Viking Air (atual detentora dos certificados de tipo da De Havilland Canada – DHC), como pode ser visto no Gráfico 28.

Gráfico 28: Operadores Comerciais de aeronaves aquáticas por fabricante e modelo de aeronave operada



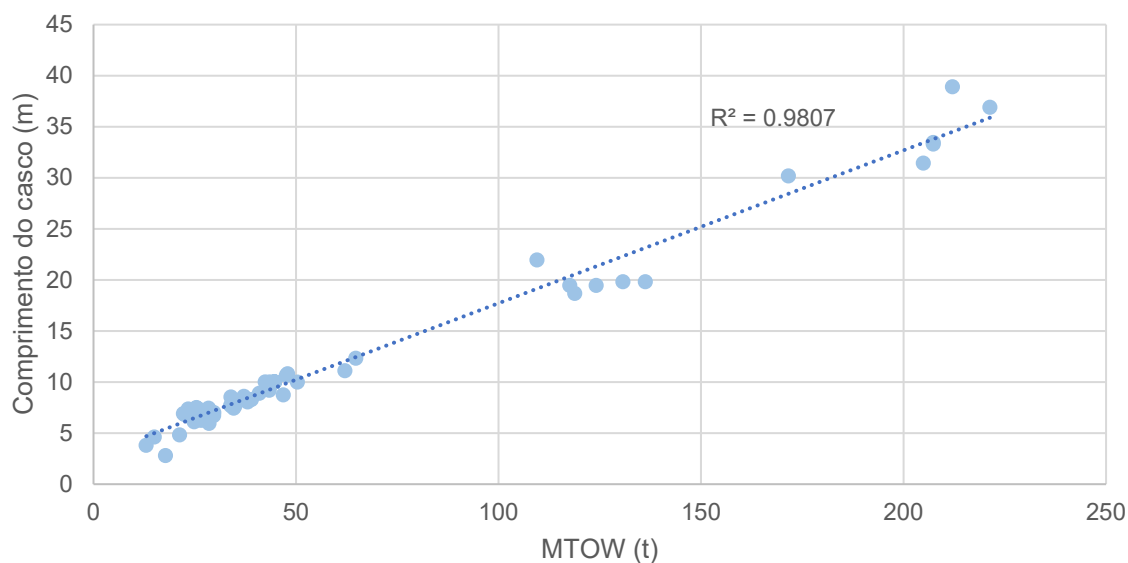
É interessante que em vista das desvantagens inerentes de performance dos hidroaviões com flutuadores estes estejam tão presentes nas operações comerciais desse tipo de aeronaves. Porém ao se levar em conta os modelos de aeronave mais utilizados pelos operadores, é possível ver que a enorme base instalada de versões com trem de pouso tradicional dos modelos

utilizados e a consequente facilidade de obtenção de peças de reposição e de pessoal técnico habilitado é um diferencial comercial bastante grande no ponto de vista do operador, que visa assim maximizar a taxa de disponibilidade de suas aeronaves, vantagem que sobrepuja o custo operacional mais elevado.

Este custo operacional elevado, porém, tem como consequências o custo de transporte elevado, baixa lucratividade, pouco interesse comercial no setor e a consequente baixa penetração do modal na matriz de transportes. Assim sendo, o foco das análises será nos hidroaviões com casco flutuante e todas as configurações de aeronaves avaliadas serão desse tipo.

A partir da base, também foram estudados parâmetros para a estimativa do formato do casco. Após uma análise estatística com os diferentes valores disponíveis na base foi encontrada uma correlação quase perfeita ($R^2=0.98$) entre o comprimento da aeronave com casco na fuselagem, com a raiz quadrada do MTOW da aeronave, como demonstrado no Gráfico 29.

Gráfico 29: Análise paramétrica do comprimento do casco em relação à raiz quadrada do MTOW para aeronaves com casco na fuselagem



8.2 Características de massa

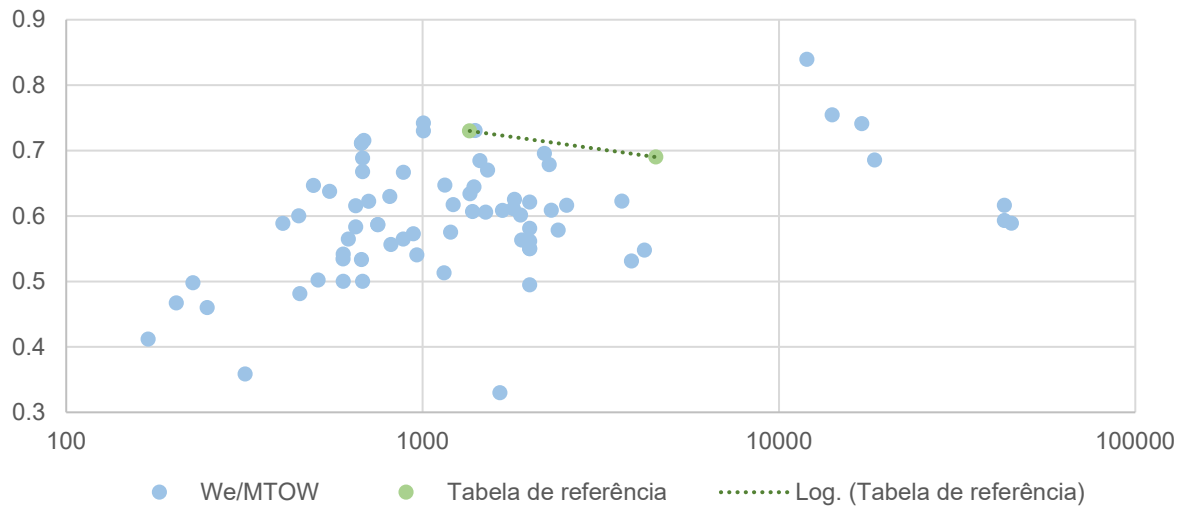
A definição dos MTOW e dos pesos vazios das aeronaves se deu através de análises estatísticas levando em conta os dados paramétricos, sendo que nas aeronaves em categorias limitadas por peso foi utilizado o peso máximo permitido pela categoria como parâmetro.

Uma característica importante que foi considerada na análise de massas é a fração de peso vazio da aeronave, ou eficiência estrutural, segundo a bibliografia (RAYMER, 1989), definida pela equação a seguir:

$$\frac{W_e}{W_o} = \frac{\text{peso vazio operacional da aeronave}}{MTOW}$$

As tabelas de dimensionamento publicadas na bibliografia para a estimativa de massas de hidroaviões sobrestimam consideravelmente a fração de peso vazio das aeronaves de massas menores (RAYMER, 1989), como pode ser visto no Gráfico 30:

Gráfico 30: Fração de peso vazio das aeronaves da base paramétrica em relação ao peso máximo de decolagem comparada com os dados obtido na bibliografia

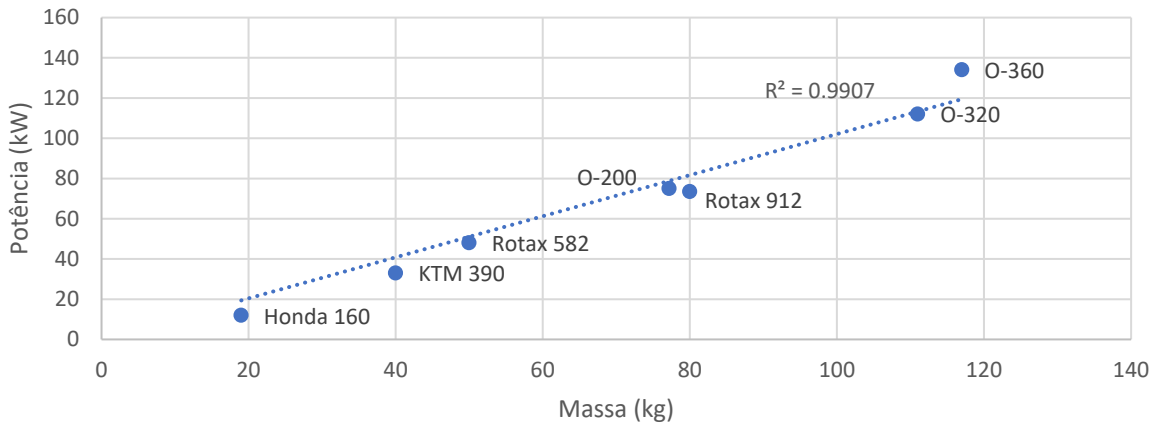


Fonte: (RAYMER, 1989)

Existe na verdade uma dispersão bastante acentuada na fração de peso vazio das aeronaves com massas inferiores a 5000kg, de 0,35 até 0,715.

A massa dos motores utilizados também foi parametrizada a partir de dados dos fabricantes de motores e tomada deste modo nas análises com impacto na motorização da aeronave para as aeronaves menores passíveis de utilizar motores não certificados (Gráfico 31).

Gráfico 31: Análise paramétrica da potência (kW) x massa (kg) de diversos motores a combustão interna certificados e não certificados com aplicações em aeronáutica

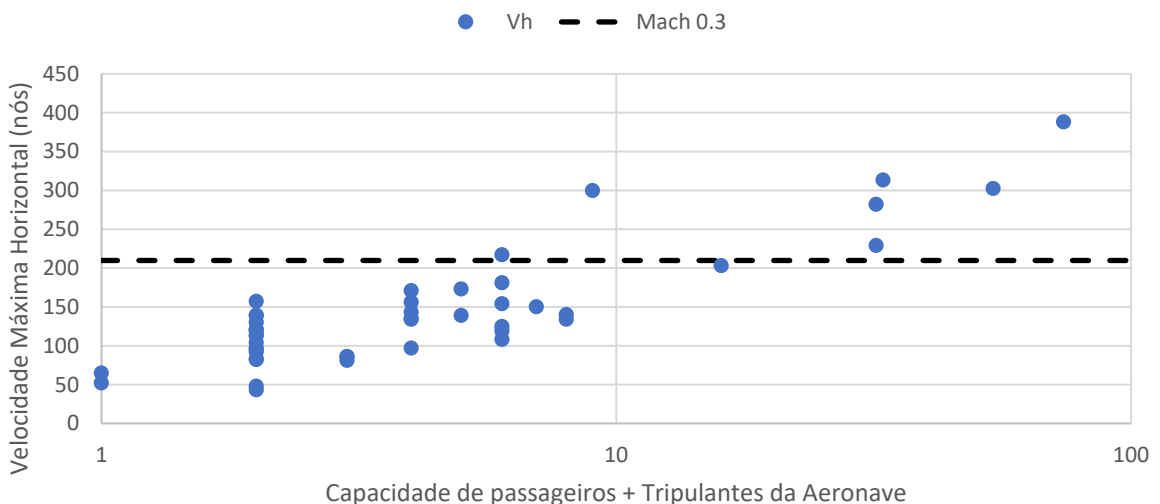


8.3 Aerodinâmica

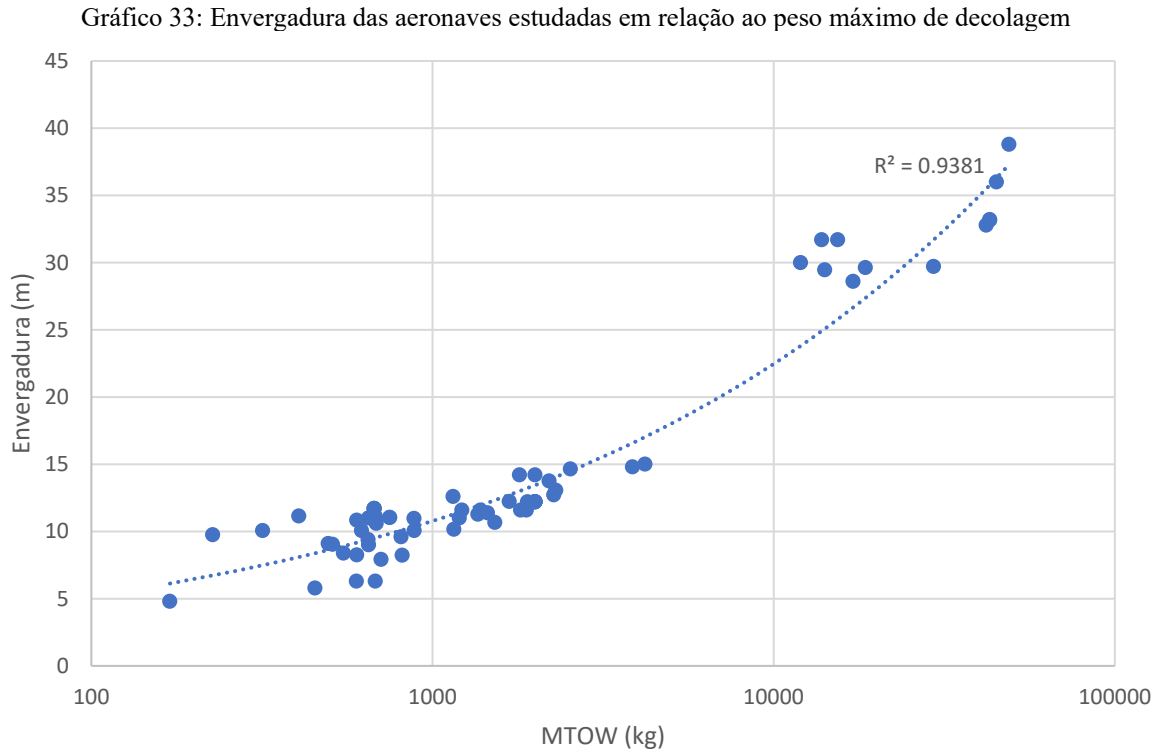
As características aerodinâmicas das aeronaves modelo foram obtidas a partir de dados estatísticos da base paramétrica.

Comparando as velocidades máximas operacionais das aeronaves das categorias visadas, foi observado que o regime aerodinâmico de operação dos hidroaviões com capacidade de até 6 passageiros é subsônico, sem exceção (Gráfico 32). Como consequência disso, nas análises de otimização não haverá considerações de compressibilidade no projeto das asas, fuselagem e outras superfícies aerodinâmicas. Assim, fica definido que as aeronaves tipo possuirão enflechamento 0 e utilizarão aerofólios otimizados para regime subsônico.

Gráfico 32: Velocidades máximas em voo horizontal propulsado x capacidade de passageiros e tripulação dos hidroaviões estudados



A envergadura das aeronaves se ajusta à uma curva exponencial em relação ao peso máximo de decolagem (Gráfico 33), porém nas categorias de peso estudadas, existe uma dispersão bastante grande devido à variabilidade de projetos, configurações de asa (monoplano, biplano, box wing, canard) e capacidades de operação (velocidade de estol e distâncias de decolagem).



A definição da área da asa (S) está intimamente ligada ao coeficiente de sustentação máximo atingível por esta (C_L), com ou sem o uso de dispositivos hipersustentadores, e a velocidade de estol (V_S), que pode ser obtida rearranjando a equação da sustentação:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * C_L * S * V^2$$

Onde:

L = sustentação gerada pelas asas, em N

ρ = densidade do fluido, em kg/m^3

C_L = coeficiente de sustentação da asa

S = área da asa, em m^2

V = velocidade do escoamento, em m/s

Igualando a força de sustentação gerada pelas asas à resultante vertical gerada pela aeronave em sua condição de MTOW da aeronave, rearranjando a equação obtêm-se:

$$V_S^2 = \frac{2 * MTOW * g}{\rho * C_L * S}$$

Onde:

V_s = velocidade de estol da aeronave, em m/s

MTOW = peso máximo de decolagem, em kg

g = aceleração da gravidade, 9,81 m/s²

ρ = densidade do fluido, em kg/m³

C_{Lmax} = coeficiente de sustentação máximo da asa

S = área da asa, em m²

Sendo assim carregamento alar W_L dado por:

$$W_L = \frac{MTOW}{S}$$

Onde:

W_L = carregamento alar da aeronave, em kg/m²

MTOW = peso máximo de decolagem, em kg

S = área da asa, em m²

Então é possível então correlacionar as três grandezas a partir da equação seguinte:

$$V_S = \sqrt{\frac{2 * W_L * g}{\rho * C_{Lmax}}}$$

A partir desta definição, é possível proceder à uma análise gráfica do comportamento estatístico das variáveis na base paramétrica, onde pode-se encontrar uma correlação bastante contundente entre as quantidades (Gráfico 34), sendo que é possível observar o coeficiente de sustentação máxima da aeronave ($C_L max$) o principal fator na variabilidade do gráfico, como previsto pelo equacionamento teórico.

Três fatores principais agem sobre C_{Lmax} : os perfis aerodinâmicos empregados na construção das asas, o alongamento (AR) da asa e a presença de dispositivos hipersustentadores.

Segundo os dados obtidos durante a pesquisa na base paramétrica, a imensa maioria das aeronaves utilizam perfis aerodinâmicos das séries NACA de 4 dígitos, com alguns outros utilizando perfis da série NACA de 5 dígitos e o restante utilizando aerofólios de outras famílias ou customizados. As séries de aerofólios utilizadas majoritariamente têm performance limitada em relação a aerofólios modernos customizados para a aplicação e, portanto, não são particularmente indicadas para a aplicação em situações que requeiram altos valores de sustentação ou eficiência aerodinâmica. Assim, o desenho e aplicação de aerofólios customizados e asas de seção variável se mostra como um dos caminhos mais pertinentes para o aumento da eficiência dessas aeronaves (LYU, KENWAY e MARTINS, 2014). O argumento dificuldade construtiva, que muitas vezes precedia a discussão sobre essa aplicação, não é válido no caso de pequenas aeronaves de hidroaviação uma vez que a atmosfera úmida e frequentemente salina da operação e as classes de tamanho das aeronaves pesquisadas são bastante receptivas ao uso de materiais de fabricação não metálicos, que são muito menos susceptíveis a restrições nos seus métodos de fabricação.

O alongamento é um dos fatores principais no aumento do coeficiente de sustentação máximo das aeronaves, como é explicitado na equação derivada da teoria da linha de sustentação de Prandtl (lifting-line) abaixo (HOUGHTON e CARPENTER, 2010):

$$C_L = \pi * AR * A_1$$

Onde:

C_L = coeficiente de sustentação da asa

AR = alongamento

A_1 = amplitude do primeiro termo da discretização em série de Fourier da distribuição da sustentação na asa

E

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Onde:

AR = alongamento da aeronave, adimensional

b = envergadura, em m

S = área da asa, em m^2

E ainda:

$$A_1 = \frac{L}{2 * \pi * \rho * V^2 * s^2}$$

Onde:

A_1 = amplitude do primeiro termo da discretização em série de Fourier da distribuição da sustentação na asa

L = sustentação gerada pelas asas, em N

ρ = densidade do fluido, em kg/m³

V = velocidade do escoamento, em m/s

s é a semi-envergadura

$$s = \frac{b}{2}$$

Onde:

s = semi-envergadura, em m

b = envergadura, em m

O coeficiente de sustentação pode ser visto como dependente do alongamento da asa. De fato, ao observar os dados parametrizados de alongamento e sustentação máxima, é possível encontrar um limite mínimo crescente com o alongamento (Gráfico 35). Esta correlação advém da proximidade maior que os grandes alongamentos obtêm da condição de fluxo bidimensional, reduzindo o efeito dos vórtices de ponta de asa em altos ângulos de ataque.

Nas aeronaves otimizadas, o alongamento será escolhido para se equiparar ao patamar superior encontrado dentro das categorias definidas, respeitando as limitações de envergadura, os máximos coeficientes de sustentação possíveis e a área de asa necessária para as aeronaves propostas.

O último parâmetro a ser analisado foi o emprego de dispositivos hypersustentadores. Nas aeronaves de categoria de peso mais baixo, principalmente devido à simplicidade de construção, estes não serão incluídos, ou quando incluídos se limitam a flaps simples. Já nas categorias maiores toda a sorte de dispositivo hypersustentador é empregado, chegando a extremos como no caso das aeronaves ShinMaywa da inclusão de um grupo propulsor dedicado para a operação de sistemas de aumento de circulação (blown flaps). A influência da aplicação de dispositivos hypersustentadores, excetuando flaps, não será incluída nas análises das aeronaves otimizadas, porém o impacto da aplicação destes para a performance das aeronaves não pode ser ignorado em etapas posteriores de projeto.

Gráfico 34: Relação entre V_s , Wl , C_{Lmax} e $MTOW$ para as aeronaves da base paramétrica

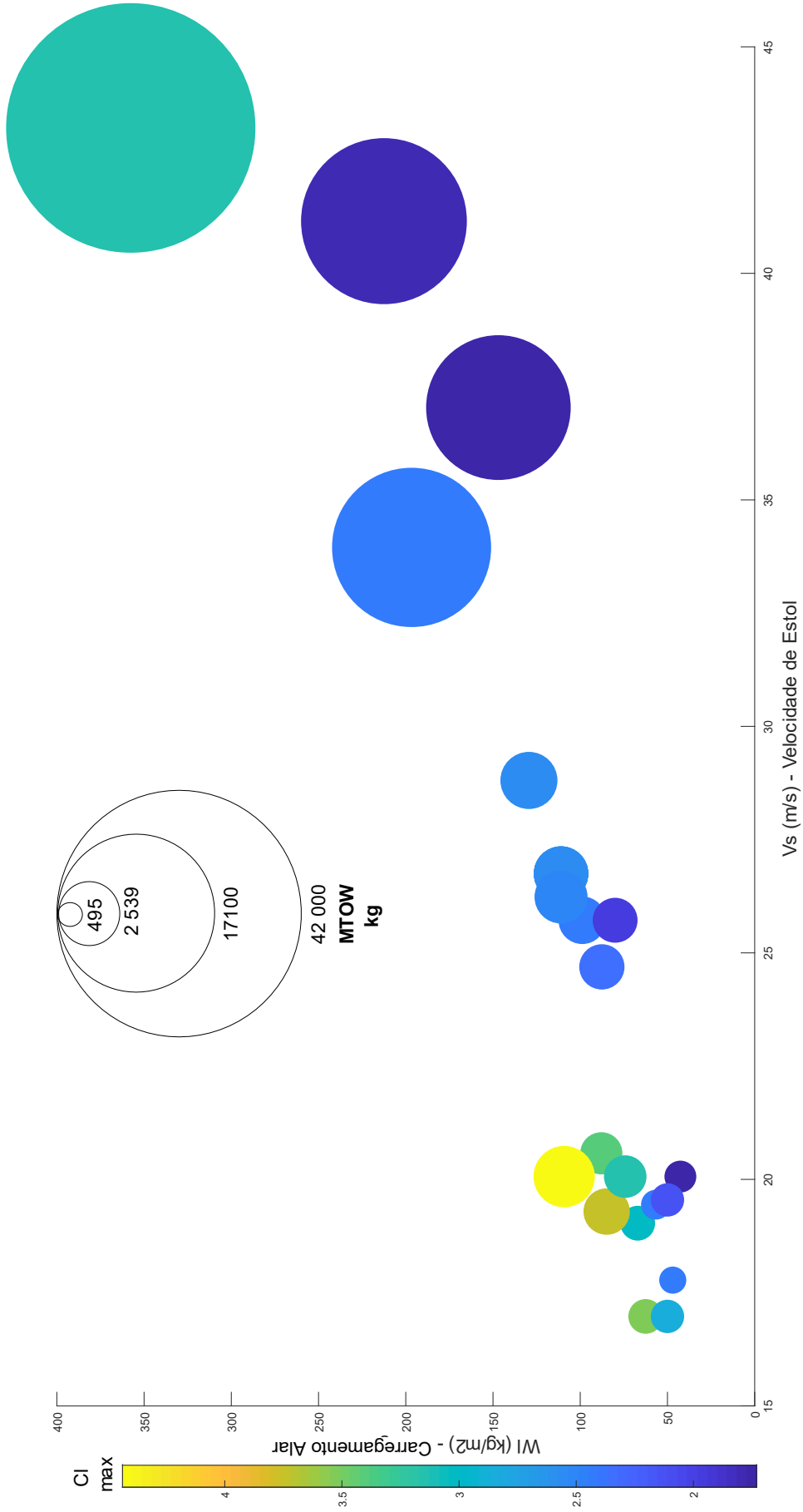
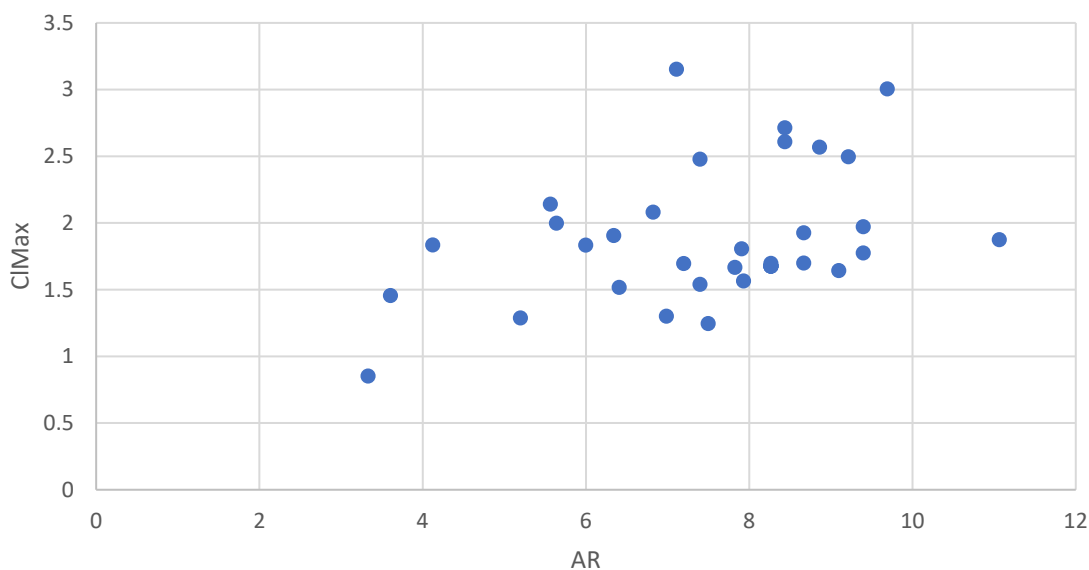


Gráfico 35: Relação entre $C_{L_{Max}}$ (limpo) e AR para as aeronaves da base paramétrica

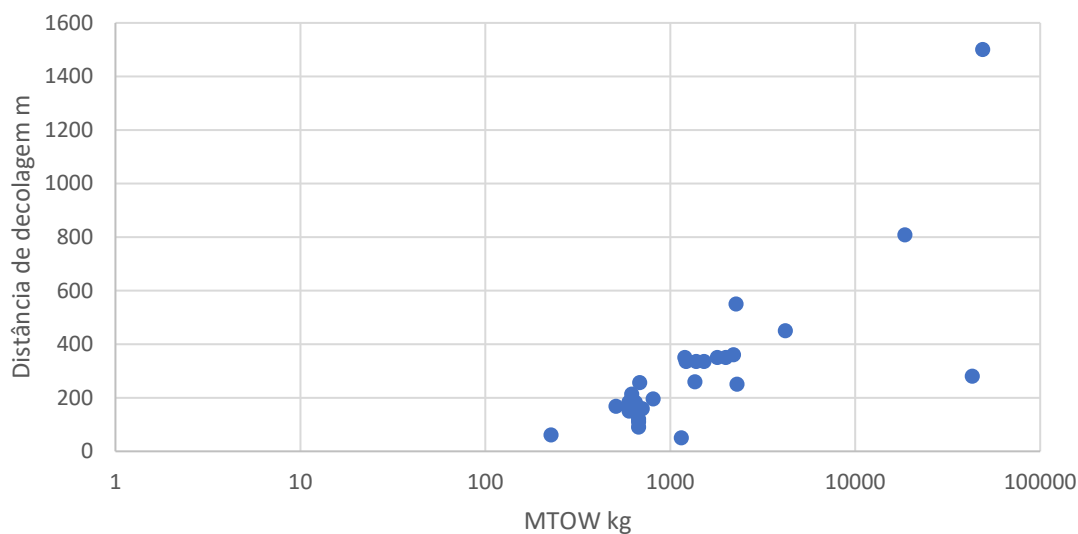
8.4 Performance e Motorização

Os dois principais parâmetros de performance considerados na concepção das aeronaves otimizadas serão a distância da corrida de decolagem na água e a velocidade de cruzeiro da aeronave.

Para a definição da motorização, um procedimento de projeto iterativo através da simulação de diversas corridas de decolagem com um espectro de opções de motorização será realizado de modo a obter a configuração de motorização ótima para a aeronave tipo, visando adequar sua performance de decolagem e cruzeiro à um padrão mínimo apresentado por aeronaves em sua categoria de peso de acordo com a relação estatística obtida à partir da análise dos dados da tabela paramétrica, inferidas à partir dos dados plotados no Gráfico 36. Também serão utilizadas como limitações de performance os requisitos mínimos e máximos de certificação das categorias pretendidas pelas aeronaves, incluindo requerimentos de velocidade como apresentado na Tabela 1.

Com os dados de motorização e as outras características da aeronave disponíveis, é então possível estabelecer sua performance global e definir as métricas financeiras de operação da aeronave para finalizar a avaliação econômica e acoplá-las à análise de penetração de mercado.

Gráfico 36: Distância de decolagem x MTOW para hidroaviões e anfíbios recenseados na base paramétrica



9. Definição de métricas de otimização

Ao se escolher entre duas ou mais alternativas para suprir uma necessidade, é necessário definir as métricas através das quais uma solução proposta é dita melhor ou pior do que outra (BRASIL e DA SILVA, 2019). Considerando a metodologia utilizada para a análise da penetração do modal de hidroaviação efetuada na primeira parte do trabalho, fica claro que o custo por hora de voo das aeronaves é a variável preponderante no incremento no uso do modal. Assim, um critério de otimização que utilize uma variável de saída financeira é fundamental. Deste modo, o critério definido para a análise e otimização foi o de custo total de ciclo de vida (TLC ou LCC), baseado nas características dos elementos estudados, nos custos estimados para implementação e produção, o ganho de performance operacional derivado da aplicação destes e finalmente o custo de descarte ou valor residual após a vida útil do componente (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1984). A metodologia foi escolhida pelo âmbito global na determinação dos custos de operação da aeronave, de maneira a fornecer a maior incorporação possível de fatores que venham a influir na viabilidade da operação. Notadamente, ela exclui os impactos gerados devido às emissões diretas e indiretas da aeronave, mas isto é compreensível uma vez que hoje ainda não existe uma definição clara da precificação dos gases de efeito estufa. Devido às incertezas envolvidas, as emissões indiretas advindas do processo de fabricação e da operação das aeronaves não serão contempladas, assim como a redução de emissões indiretas devido à sua operação, ficando a análise de emissões posterior restrita a

apenas às emissões diretas oriundas da operação das aeronaves e às evitadas devido à redução de operações de embarcações.

Existem diversas metodologias possíveis para a estimativa de custos de ciclo de vida de uma aeronave, dentre as quais as mais empregadas em engenharia aeronáutica são descritas na Tabela 16 abaixo:

Tabela 16: Metodologias de Estimativa de Custos

Metodologia	Descrição
Analógica	Estima o custo de um sistema novo através do custo de um similar existente ajustado para refletir as diferenças entre os dois sistemas. É aplicável a todos os elementos do ciclo de vida. É limitado na comparação de custos de sistemas radicalmente novos.
Paramétrica	Estima os custos através da comparação de várias características e parâmetros do sistema. Depende do estabelecimento de relações entre os custos e estes parâmetros. Exemplos de parâmetros são peso, carga paga, velocidade máxima, linhas de código, etc... Este método é aplicável a todos os elementos do ciclo de vida
Componente	Determina o custo através da soma dos custos de todos os componentes conhecidos. Componentes cujo custo é desconhecido têm seu custo estimado através de outros métodos e são adicionados ao cômputo total dos custos de componentes. Custos adicionais como montagem, engenharia, inspeção, controle de qualidade e controle de produção são adicionados posteriormente ao custo total. É aplicável principalmente na produção de componentes.
Engenharia Industrial	Similar ao método de componente, leva em consideração o processo produtivo e a cadeia de suprimentos mais detalhadamente e verticalmente para cada componente. Também é aplicável principalmente na produção de componentes.
Cotação	É utilizado usando propostas de custo de fornecedores e valores de mercado de componentes. Especialmente aplicável à projetos já existentes e componentes disponíveis comercialmente.

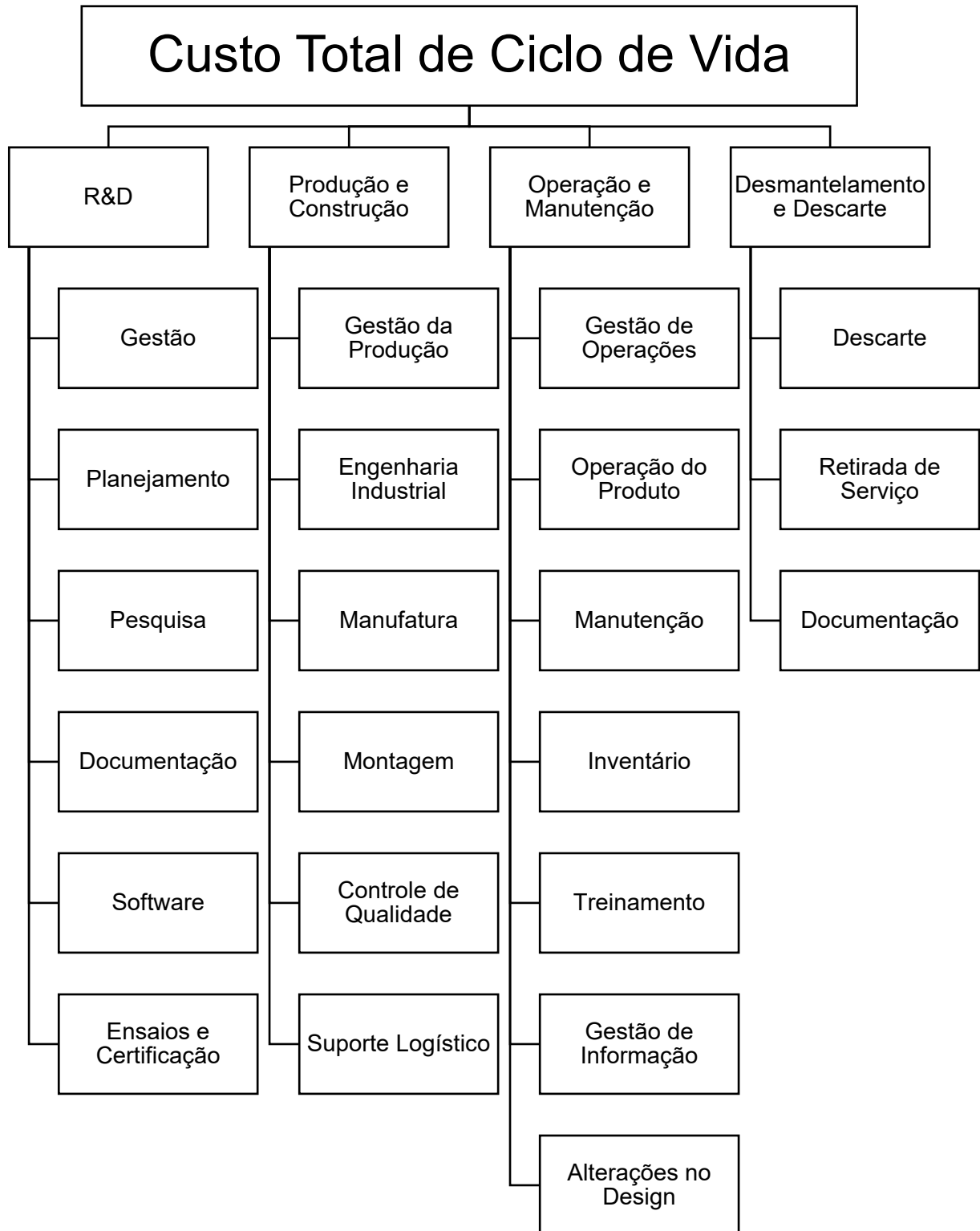
Fonte: (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1984)

Devido ao escopo de estudo na fase de anteprojeto e conceitual do projeto de aeronaves, o detalhamento explícito de custos exigido pelas metodologias de engenharia industrial e de componentes não pode ser aplicado ao estudo. Resta, então, a aplicação das metodologias analógica, paramétrica e da cotação para a definição do benefício das aplicações tecnológicas. As variações de custos e performance obtidas com a aplicação das tecnologias serão então obtidas através de um software desenvolvido para tal, utilizando informações da indústria e de modelos estatísticos disponíveis em bibliografia (RAYMER, 1989) e (GUDMUNDSSON, 2013).

Finalmente será utilizado o modelo de discretização de custos apresentado na Figura 27 para estruturação e agrupamento das análises.

A uso das tecnologias será avaliada para diferentes categorias de aeronaves e missões como definidas na seção 10 a seguir, cobrindo um espectro de aplicações representativo do escopo do trabalho e apontando a possibilidade da aplicação pontual das tecnologias.

Figura 27: Discretização de custos de ciclo de vida de um projeto aeronáutico

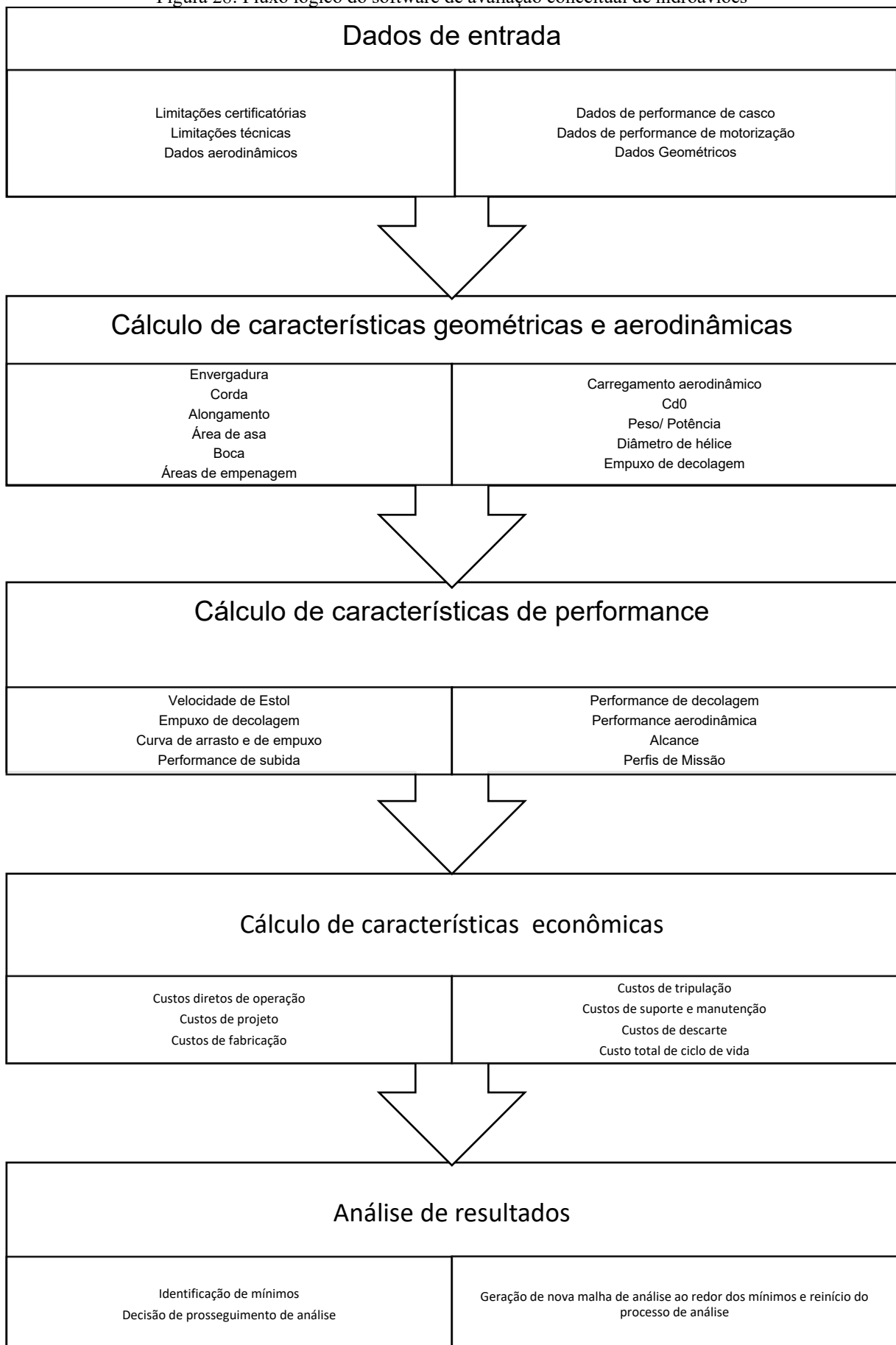


10. Análise de performance das aeronaves

Foi criado um software em MATLAB de avaliação de configurações aeronáuticas concebido especialmente para a análise de projeto de hidroaviões desenvolvido através da combinação de procedimentos descritos na bibliografia projetual aeronáutica (GUDMUNDSSON, 2013), (HOUGHTON e CARPENTER, 2010), (RAYMER, 1989), (STINTON, 1997), (AUSTIN MAIR e BIRDSALL, 2003) e (TORENBEEK, 1982).

Em alto nível, o software opera a partir de dados parâmetros geométricos de asa, coordenadas de aerofólios, dados de performance hidrodinâmica de cascos, dados de performance de motores e baterias (no caso de simulações de aeronaves híbridas e elétricas), e calcula através deles a viabilidade da configuração aeronáutica (voa/não voa), em caso positivo seus dados de performance, e caso estes sejam superiores às limitações impostas pelos requerimentos de performance da categoria de aeronave estudada, seus custos em ciclo de vida. Após uma rodada de simulações, efetuadas de maneira paralelizada, que pode conter acima de 100 milhões de análises de aeronaves geradas pela combinação das diferentes características estudadas por rodada de simulação, limitado apenas pela memória RAM e número de núcleos de servidor utilizados para as análises, são avaliadas as características de performance dos n melhores candidatos gerados na iteração, e a partir desses dados é decidido se a análise pode ser parada ou se haverá uma nova rodada de simulações com as características de projeto centradas nas configurações de maior sucesso da rodada anterior. Ao final das simulações, os dados das melhores aeronaves geradas são gravados na memória permanente. O funcionamento é descrito no diagrama da Figura 28 a seguir. O procedimento de análise utilizado será descrito em detalhes nas próximas subseções.

Figura 28: Fluxo lógico do software de avaliação conceitual de hidroaviões



10.1 Categorias de aeronaves analisadas

Através dos dados obtidos pelas análises paramétricas e dos tipos de embarcações utilizadas no transporte aquático amazônico, foram definidas cinco categorias de aeronaves para a aplicação do procedimento de otimização dentro do escopo do trabalho, onde a variação de suas características construtivas, aerodinâmicas e de motorização foi avaliada, fornecendo assim um escopo de aplicabilidade das tecnologias em questão. As categorias definidas foram Ultraleve EUA (UL-US), Ultraleve Brasil (UL-BR), LSA, FAR 23 4 passageiros (FAR4) e FAR 23 6 passageiros (FAR6), e suas características e limitações estão definidas na Tabela 17 abaixo, que contempla limitações regulamentais e oriundas de dados da base paramétrica:

Tabela 17: Requerimentos mínimos de performance para as categorias de aeronaves tipo

Requerimento	UL-US	UL-BR	LSA	FAR4	FAR6
W_e kg	<137,6	<200	-	-	-
Ocupantes	1	2	2	4	6
W_P kg	98	180	180	360	540
W_f kg	<14,28	-	-	-	-
W_0 kg	-	-	<650	<8 626	<8 626
W_e / W_0	<0,5	<0,5	<0,5	<0,5	<0,5
$V_{S_{max}}$ m/s	<12,34	<23,1	<23,1	-	-
$V_{H_{max}}$ m/s	<28,29	<51,44	<61,7	<128	<128
n_{min} g	-	-	-	2	2
T/Od m	<300	<400	<500	<600	<600
$V_{X_{max}}$	-	-	>1/12	>6,7%	>6,7%
$V_{Y_{max}}$ m/s	>3,33	>3,33	>1,6	-	-
L/D _{max}	>10	>10	>10	>10	>10
R _{AC} km	>100	>100	>100	>300	>300

Onde:

W_e = peso vazio da aeronave, em kg

W_P = capacidade de carga da aeronave incluindo passageiros e tripulação, em kg

W_f = peso do combustível da aeronave, em kg

W_0 = peso máximo de decolagem, MTOW, em kg

W_e/W_{0l} = limite de eficiência estrutural da aeronave, razão entre o peso vazio e o peso máximo de decolagem

V_{Smax} = velocidade de estol máxima, em m/s

V_{Hmax} = velocidade máxima em voo propulsado horizontal, em m/s

n_{min} = fator de carga mínimo atingível, em g

T/Od = distância de decolagem, em m

V_{Xmax} = razão de subida máxima

V_{Ymax} = velocidade de subida máxima, em m/s

L/D_{max} = razão de planeio máxima

R_{AC} = alcance da aeronave, em km

10.2 Dados de entrada

Além das categorias das aeronaves, serão modificados parâmetros de entrada pertinentes à motorização, cascos, aerodinâmica e materiais construtivos, descritos nas subseções a seguir.

10.2.1 Motorização

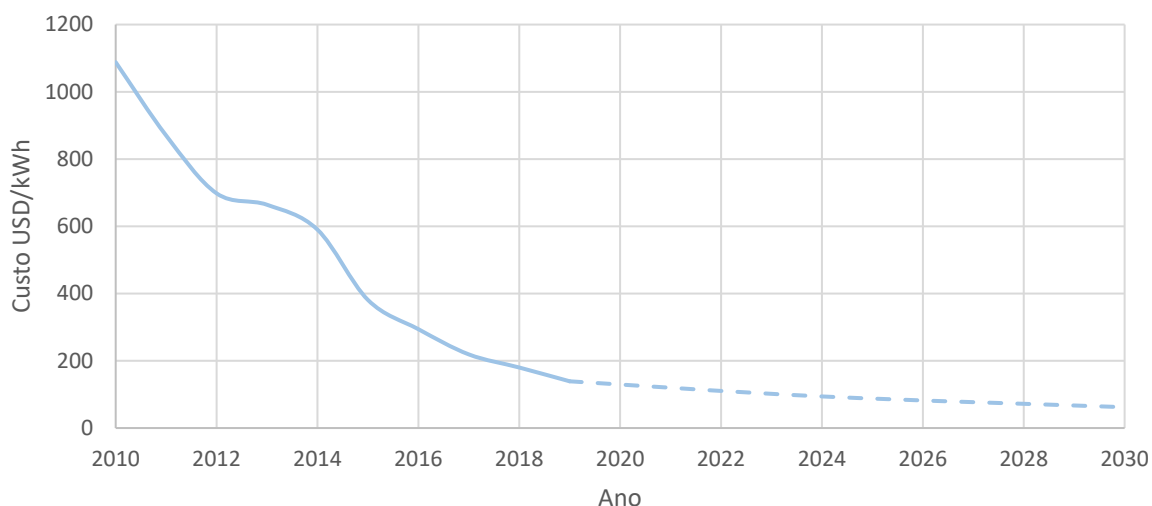
As aeronaves foram consideradas todas monopropulsadas, com eficiência propulsiva da hélice conservadora, de 82%.

Para as aeronaves com conjunto motopropulsor a combustão, o consumo específico, SFC, foi estabelecido em 0,27 kg/kWh, compatível com a média dos motores a gasolina com refrigeração a ar injetados com controle digital disponíveis no mercado. O combustível utilizado será a gasolina comum, devido à sua pronta disponibilidade e menor preço na região amazônica em relação à gasolina de aviação e à existência de diversos motores aeronáuticos modernos que aceitam o combustível como padrão, e ao fato de não conter chumbo, o que torna os fatores de risco ambientais e de saúde ocupacional menores. Combustíveis higroscópicos, como o etanol, óleo diesel ou querosene, apesar de terem vantagens específicas, não foram considerados devido ao risco de contaminação com água na atmosfera úmida amazônica e à dificuldade de se garantir uma cadeia logística segura e eficiente para o suprimento destes em grau aeronáutico para a correta operação das aeronaves.

Para as análises de aeronaves híbridas e puramente elétricas, foram utilizadas dados históricos e estimativas de evolução tecnológica das baterias no âmbito de densidade energética

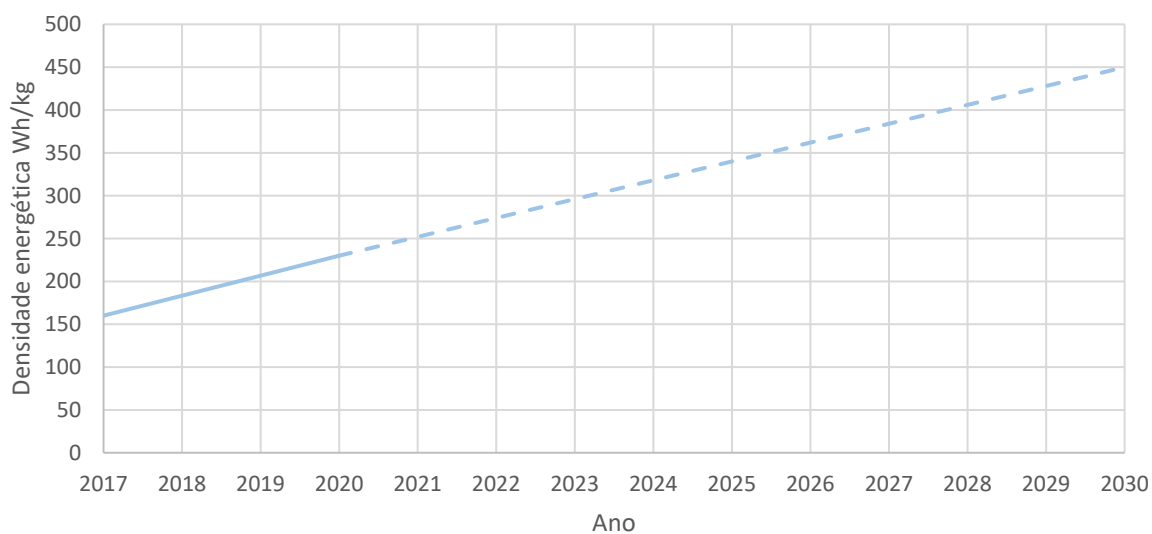
e custos, baseados em previsões conservadoras da evolução tecnológica, apresentados nos Gráfico 37 e Gráfico 38 a seguir:

Gráfico 37: Custo de aquisição de baterias de lítio integradas (powerpacks)



Fonte: (GOLDIE-SCOT, 2019)

Gráfico 38: Evolução prevista da densidade energética de baterias disponíveis comercialmente (powerpacks)



Fonte: (BERCKMANS, MESSAGIE, *et al.*, 2017), (WRIGHT, 2017)

Como dados de entrada para a análise, serão utilizados a potência da motorização a combustão e elétrica, a capacidade de combustível e a capacidade da bateria, caso haja sistema propulsivo elétrico embarcado. É possível também variar o ano de produção da aeronave para estimativa do impacto dos valores de custos de aquisição e densidade energética das baterias.

Variações na capacidade das baterias devido às condições de consumo e ambientais não serão consideradas devido à especificidade destas ao tipo de bateria específico escolhido.

10.2.2 Performance de casco

A análise da performance de decolagem é a maior dificuldade encontrada no projeto de hidroaviões, devido ao caráter não linear da performance dos cascos em relação à sua forma e condições operacionais. Assim, excetuando-se a realização de ensaios em voo de decolagem, é necessária a utilização de métodos computacionais ou experimentais para a estimativa da performance. Tais métodos podem partir desde simulações integrais multifísicas, de elevado custo computacional, análises desacopladas dos problemas aerodinâmico e hidrodinâmico (QIU e SONG, 2013), que contam com performance superior, e técnicas estatísticas de elevada performance, porém de menor precisão e inflexíveis na análise de formas de casco variadas (GUDMUNDSSON, 2013). Dada a necessidade de grande performance na geração de aeronaves candidatas no procedimento de otimização, foi buscada uma técnica computacional que permitisse grandes performances, mas que também permitam flexibilidade na análise de diferentes formas de casco, permitindo maior liberdade de análise. Assim, foram desenvolvidas simulações numéricas de performance de formas de casco cuja performance foi previamente analisada em estudos extensivos em tanque de provas (HUGLI JR. e AXT, 1951), apresentadas na Figura 24. As simulações foram realizadas com o software de dinâmica dos fluidos computacional NUMECA FINE™/Marine, em uma simulação RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) multifásica estacionária utilizando o modelo de turbulência K- ω SST-Menter (METHRIC, 2018). Foi gerado um domínio de simulação com uma malha integral hexaédrica para meio modelo, com condição de simetria longitudinal, de modo a reduzir os custos computacionais, de acordo com a

Figura 29.

As simulações foram executadas para um espectro de massas de casco e velocidades desde o regime deslocante hidrostático puro até o regime planante, de modo a avaliar os valores de arrasto e os ângulos de assentamento do casco na água durante o curso da decolagem da aeronave. Os valores obtidos foram comparados com os dados experimentais da bibliografia, corroborando a viabilidade da execução das análises de maneira computacional, de acordo com o Gráfico 39. Uma comparação visual qualitativa da área molhada de dois cascos em condições de fluxo (número de Froude – F_n , razão entre a velocidade de fluxo e a raiz quadrada da multiplicação de um comprimento característico e a aceleração da gravidade) equivalentes em

regime planante demonstra uma grande coerência entre os resultados experimentais e de simulação, atestando a coerência física dos modelos, como visto nas Figura 30, 31 e 32.

Figura 29: Malha de simulação CFD do casco, detalhe da interface ar/água

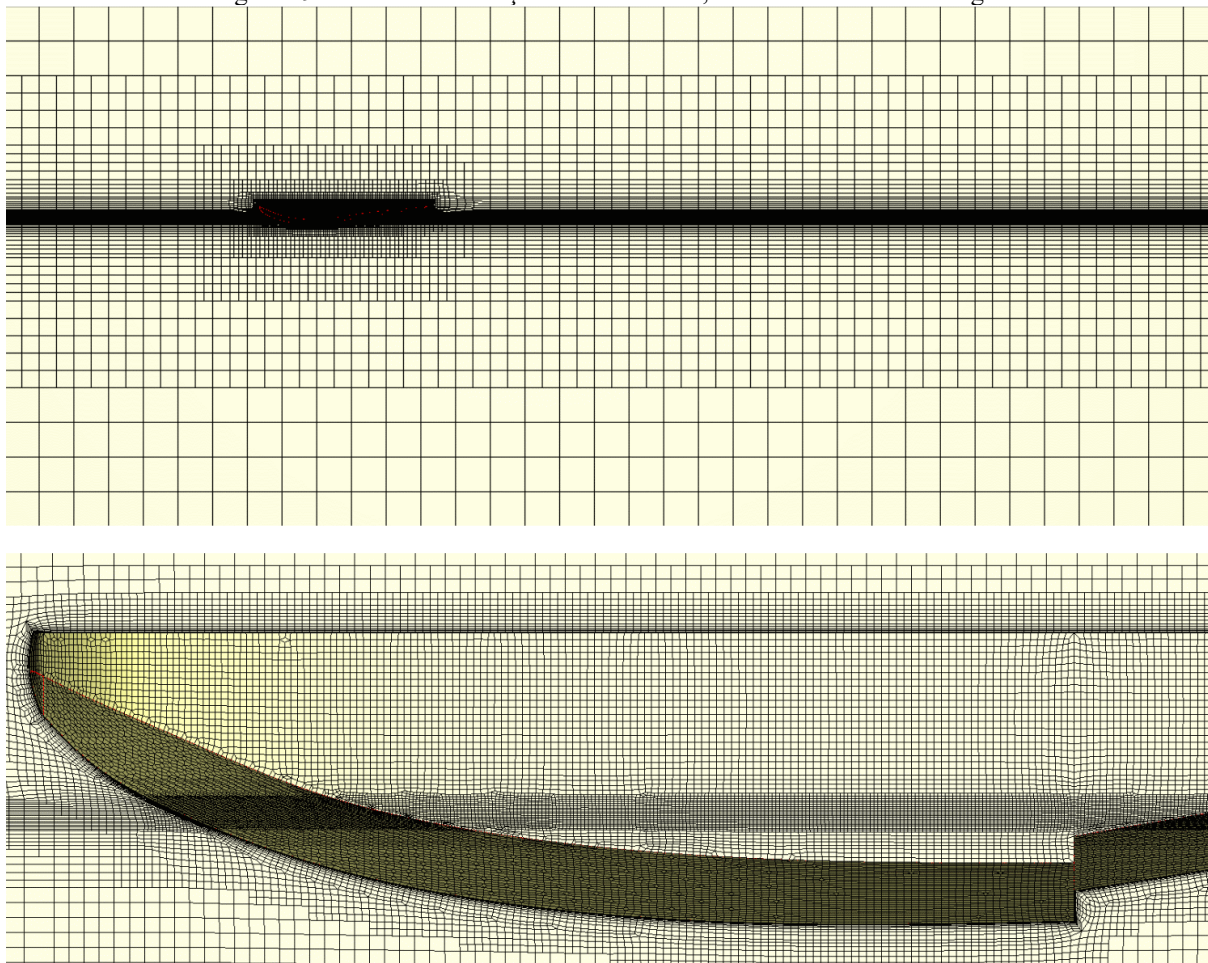
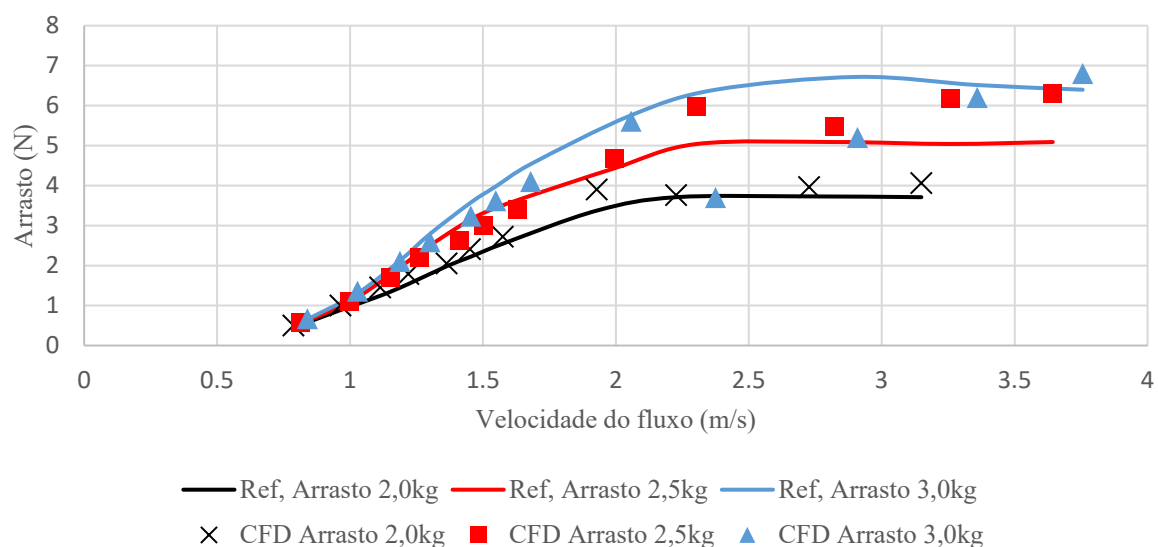
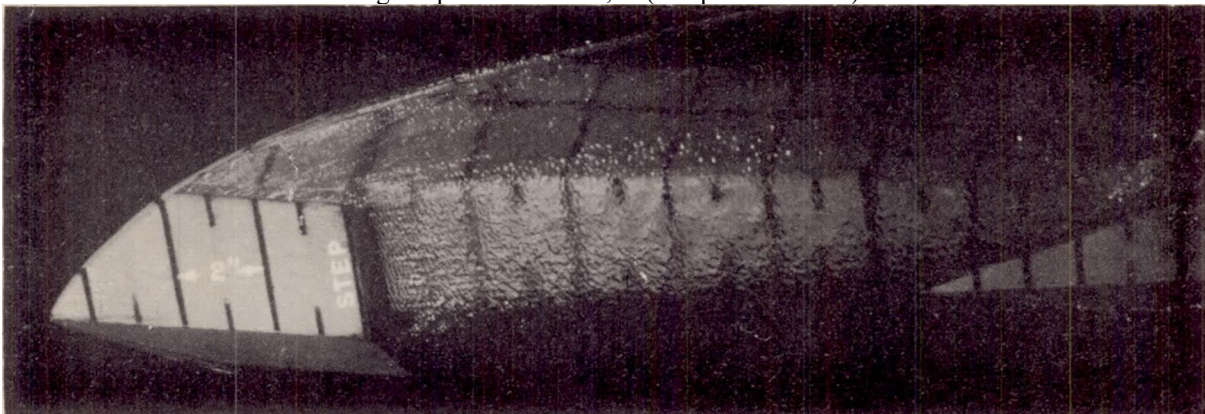


Gráfico 39: Comparação de dados experimentais com simulações computacionais de arrasto de casco em escala



Fonte: (HUGLI JR. e AXT, 1951)

Figura 30: Fotografia subaquática da área molhada de modelo de teste hidrodinâmico de casco de hidroavião em regime planante - $F_n=1,16$ (comprimento total)



Fonte: (HUGLI JR. e AXT, 1951)

Figura 31: Modelo de casco em regime planante - $F_n=0,92$ (comprimento total), exibindo a isosuperfície do fluido com fração de massa de 0,5

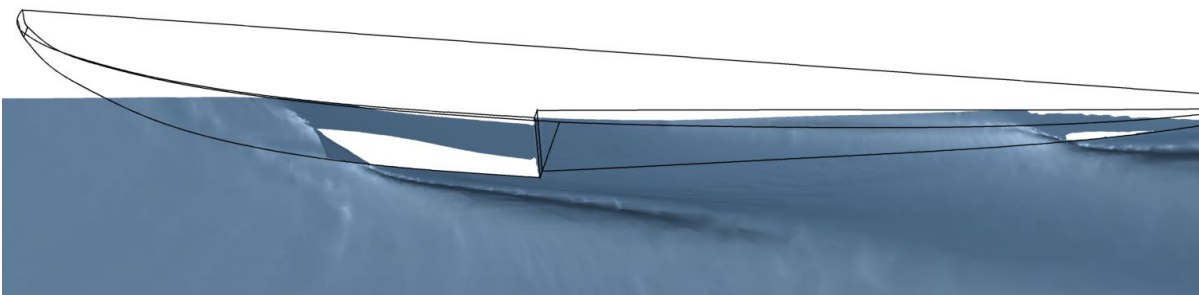
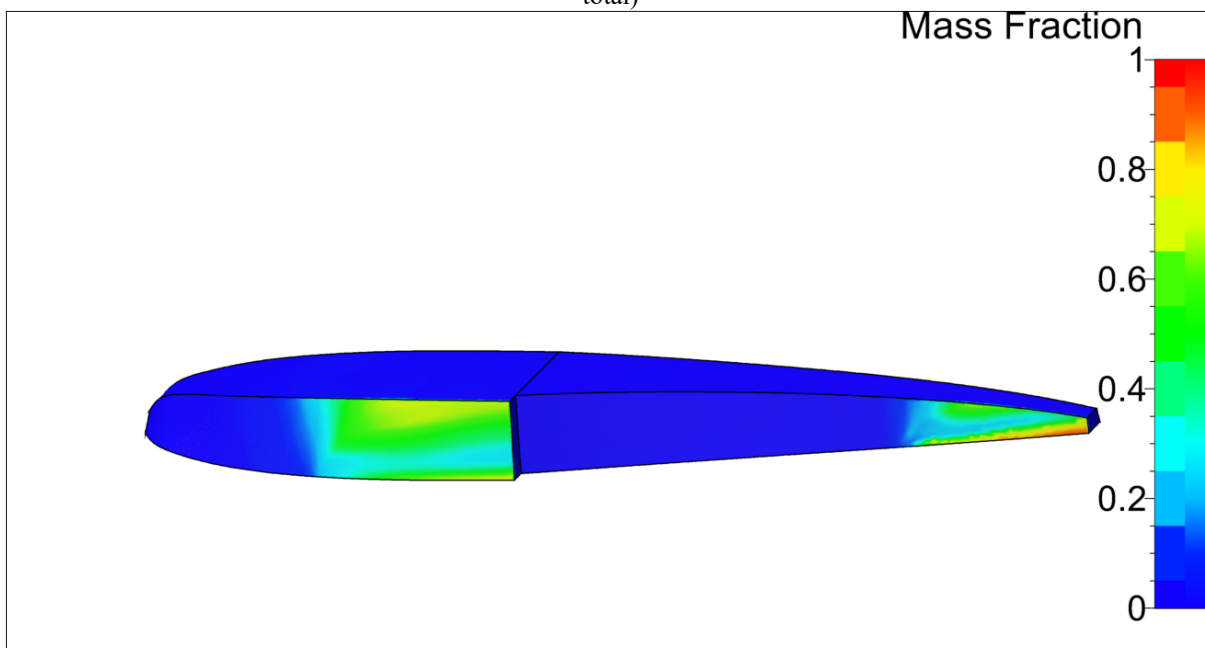


Figura 32: Fração de massa em contato com a superfície do casco, regime planante - $F_n=0,92$ (comprimento total)



Tendo sido validada a viabilidade das simulações, foi criado um banco de análises computacionais para cascos escalados em tamanhos operacionais, com dimensões de boca equivalentes à largura de fuselagens de configuração de assentos tandem e lado a lado, englobando o espectro de velocidades desde o caso estacionário até os limites de velocidade de decolagem requeridos pelas categorias estudadas, e forças verticais do peso máximo de decolagem estimado das aeronaves até zero, cujos valores serão interpolados nas simulações dinâmicas de decolagem de modo a obter o arrasto hidrodinâmico e o ângulo de incidência da aeronave, em uma implementação flexível e mais refinada de procedimento de projeto corrente (GUDMUNDSSON, 2013). O procedimento computacional se mostrou viável e econômico na medida que, excetuada a licenças de software, passíveis de implementação em alternativas de código aberto como OpenFOAM e SU2, é possível gerar um mapeamento para um modelo de casco por valores da ordem da dezena de reais, portanto compatível com os custos de otimização massiva de candidatos a aeronaves. Em comparação, caso fosse utilizado um procedimento físico, apenas o custo de energia para a operação de um túnel de água de circuito fechado se situa na ordem da centena de reais por hora.

10.2.3 Aerodinâmica

Assim como as análises hidrodinâmicas, a tomada das curvas e coeficientes aerodinâmicos das aeronaves foi realizada anteriormente ao procedimento de otimização. Inicialmente foram utilizados resultados de coeficientes de asas pré-calculados em simulações RANS ou métodos dos painéis, mas pelo caráter massivo das análises, foi implementado posteriormente um script de análise paralelo de asas através do método lifting line (HOUGHTON e CARPENTER, 2010), disponível no Apêndice II, que possibilitou um aumento de três ordens de grandeza no número de asas avaliadas, alimentado através de dados aerodinâmicos de análises bidimensionais de um banco de aerofólios compilado previamente.

Os seguintes parâmetros de geometria foram variados nas asas, além dos aerofólios:

b = envergadura

c = corda da raiz da asa

λ = razão de afilamento

α_0 = ângulo de incidência estrutural da asa

α_w = ângulo de washout da asa

O arrasto parasita das aeronaves foi obtido através de coeficiente de forma e fricção de superfície conservador (RAYMER, 1989), tomado C_{fe} 0,0065 e convertido em valores de arrasto parasita através da seguinte equação:

$$C_{D0} = C_{fe} * \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Onde:

C_{D0} = coeficiente de arrasto de sustentação 0, arrasto parasita

C_{fe} = coeficiente de fricção de superfície, tabelado 0,0065 para hidroaviões

S_{wet} = área molhada da aeronave, superfície total da aeronave exposta ao fluxo aerodinâmico, em m^2

S_{ref} = área de referência da aeronave, no caso, área alar, S, em m^2

Além desta, é possível determiná-lo por simulação CFD, experimentos ou pelo método da soma de fatores componentes (STINTON, 1997), porém o método selecionado foi escolhido pela simplicidade e pelas incertezas de configuração e projeto inerentes de uma análise massiva.

10.2.4 Materiais construtivos

A grande maioria das aeronaves recenseadas na análise paramétrica têm como material construtivo o alumínio, bastante susceptível à corrosão em ambientes quentes e úmidos como a Amazônia. Assim, será utilizada a premissa de que as aeronaves terão suas partes principais, fuselagem, asas e empenagem, construídas em fibra de vidro ou fibra de carbono, em estimativas de peso e de custo de fabricação.

10.3 Estimativa de massa da aeronave

Através das definições de dados de entrada feitas anteriormente, é estimado a massa dos componentes da aeronave e a sua massa global através de processo iterativo descrito a seguir baseado em procedimento da bibliografia (STINTON, 1997).

Inicialmente, são estimadas as massas dos componentes do sistema propulsivo através das relações estabelecidas nos Gráfico 31 e Gráfico 38 para motores a combustão e baterias. Os motores elétricos têm a sua massa estimada a partir da estimativa conservadora de densidade energética de 10kg/kW. As massas dos motores são adicionadas de um fator de instalação 0,3

para aeronaves com apenas uma hélice, 0,4 para duas e 0,6 para 3 ou mais, dividido por 2 em caso de motorização elétrica para contabilizar a redução nas forças alternativas devido a motores a combustão interna (ANAC, 2018). A massa das hélices é estimada a partir da relação estatística abaixo:

$$W_{prop} = 0,4535 * (0,18754 * P_{prop})^{1,04}$$

Onde:

W_{prop} = massa da hélice, em kg

P_{prop} = potência entregue pelo propulsor, em kW

O diâmetro da hélice pode ser estimado pela relação abaixo:

$$d_{prop} = 0,0254 * \sqrt[4]{f_{blade} * P_{prop}}$$

Onde:

d_{prop} = diâmetro da hélice, em m

f_{blade} = fator dependente do número de pás da hélice, 16,5 para 2 pás e 13,5 para 3

P_{prop} = potência entregue pelo propulsor, em kW

É feita uma estimativa de massa inicial através do limite de eficiência estrutural desejado disposto na descrição da categoria, para iniciar o procedimento iterativo:

$$W_o(1) = \frac{W_p + W_f}{W_e W_{o1}}$$

Onde:

W_p = capacidade de carga da aeronave incluindo passageiros e tripulação, em kg

W_f = peso do combustível da aeronave, em kg

W_o = peso máximo de decolagem, MTOW, em kg

W_e/W_{o1} = limite de eficiência estrutural da aeronave, razão entre o peso vazio e o peso máximo de decolagem

Prosseguindo com a análise, de acordo com a categoria da aeronave, são tomados fatores construtivos de acordo com a tabela abaixo:

Tabela 18: Fatores de cálculo de massa da aeronave

Fator	UL-US	UL-BR	LSA	FAR4	FAR6
n	4	4	4	3,8	3,8
Fcont	0,02	0,025	0,04	0,06	0,06
Fequip	0,01	0,01	0,02	0,06	0,06
Fw	0,82	1	1	1	1

Onde:

n = fator de carga, múltiplo da aceleração da gravidade

Fcont = razão da massa dos sistemas de controle em relação ao W_0

Fequip = razão da massa dos equipamentos em relação ao W_0

Fw = fator de massa da asa, 0,82 para asa com estais e 1 para asa cantiléver

O fator de material F_m estimado por uso de materiais alternativos utilizado é de 0,53 para fibra de vidro e 0,29 para fibra de carbono para a estrutura principal, asa e empenagem, em relação à construção tradicional em alumínio ($F_m = 1$). Outros fatores de massa utilizados serão 1,5, para definição da carga última N através da multiplicação do fator de carga n , F_f , fator de massa de fuselagem para hidroaviões, igual a 1,25 (para aviação terrestre, 1), $F_{wemp} = 0,6$, para estimativa de peso de empenagens, $F_{SempH} = 0,085$ e $F_{SempV} = 0,2$, fatores de área das empenagens em relação à superfície da asa.

A massa da asa é dada por:

$$W_w = F_m * W_0(i) * F_w * 10,74 * b * c * \left(\frac{1 + \lambda}{2}\right) * \sqrt{\frac{N}{138,3 * c * \left(\frac{1 + \lambda}{2}\right) * W_0(i)}}$$

Onde:

W_w = massa da asa, em kg

F_m = fator material

W_0 = peso máximo de decolagem, MTOW, em kg

F_w = fator de massa da asa

b = envergadura, em m

c = corda da raiz da asa, em m

λ = razão de afilamento da asa

N = fator de carga última

A massa da empenagem, W_{emp} , é calculada de maneira análoga a da fuselagem, empregando-se um $F_w = 0,6$ e as dimensões da empenagem em b , c e λ .

A massa da fuselagem é dada por:

$$W_{fus} = F_m * F_f * W_f A_w f * S_{fus}$$

Onde:

W_{fus} = massa da fuselagem, em kg

F_m = fator material

F_f = fator de forma de fuselagem, 1,25 para hidroaviões

$W_f A_w f$ = fator de peso por área de fuselagem, 6,2 para aeronaves monomotor e 6,05 para outras

S_{fus} = área de superfície da fuselagem, em m^2

A massa das naceles W_{nac} é estimada em 0,015 do W_0 , a massa do trem de pouso W_{lg} em 0,045 do W_0 , e as massas do controle W_{cont} e W_{equip} de acordo com os fatores da Tabela 18. A massa dos assentos e mobiliário interno é dada pela relação estatística abaixo:

$$W_{seat} = W_p^2 * 0,00007 + 0,0468 * W_p - 1,8458$$

Onde:

W_{seat} = massa dos assentos e mobiliário interno, em kg

W_p = massa dos passageiros e tripulação

As massas obtidas são somadas para a obtenção do peso vazio da aeronave, W_e , e uma nova estimativa de W_0 é feita somando W_e à W_p e W_f . O procedimento é iterado até a convergência de W_0 entre iterações a um limite pré-estabelecido.

10.4 Performance em voo

A velocidade de estol é calculada por:

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho * C_{lmax}} * W_0 * \frac{g}{S}}$$

Onde:

V_s = velocidade de estol, em m/s

ρ = densidade do ar, 1,225 kg/m³ no nível do mar

C_{lmax} = coeficiente de sustentação máximo da asa

W_0 = peso máximo de decolagem, MTOW, em kg

g = aceleração da gravidade, 9,81 m/s²

S = área alar, m²

A razão potência/peso, P/W, é a divisão potência total oriunda dos motores elétricos e a combustão pela massa instantânea da aeronave, W.

As curvas de performance da aeronave foram então definidas para a condição de massa de tanque meio cheio.

O arrasto total para uma dada velocidade foi dado por:

$$D_{total} = (C_{D0} + C_{Di}) * \frac{1}{2} * \rho * S * V^2$$

Onde:

D_{total} = arrasto total, em N

C_{D0} = coeficiente de arrasto de sustentação 0, arrasto parasita

C_{Di} = coeficiente de arrasto induzido

ρ = densidade do ar, 1,225 kg/m³ no nível do mar

S = área alar, m²

V = velocidade de voo, em m/s

O empuxo máximo em uma dada velocidade é dado por:

$$T = 1000 * \frac{P * \eta_{pr}}{V}$$

Onde:

T = empuxo gerado pelo grupo motopropulsor, em N

P = potência total entregue pelo grupo motopropulsor, em kW

η_{pr} = eficiência propulsiva

V = velocidade de voo, em m/s

A reserva de empuxo em uma dada velocidade e densidade, T_r , é a diferença do empuxo máximo entregue pelo grupo motopropulsor e o arrasto total nesta velocidade. A velocidade onde a diferença atinge zero é a V_H , velocidade máxima em voo propulsado horizontal. Do mesmo modo, pode se definir V_{He} e V_{HiC} , velocidade máxima com propulsão elétrica e com combustão interna, respectivamente. A distinção é interessante devido à possibilidade de mapeamento eletrônico de potência em aeronaves híbridas para que estas estejam sob eventuais limites certificatórios impostos à sua categoria.

A razão de subida, razão da ascensão vertical por avanço em distância atingível pela aeronave em uma dada velocidade, é dada pelo equacionamento abaixo:

$$G = \frac{T_r}{W * g}$$

Onde:

G = razão de subida máxima da aeronave em uma dada condição, dy/dx

T_r = reserva de empuxo, em N

W = massa instantânea da aeronave, em kg

g = aceleração da gravidade, $9,81 \text{ m/s}^2$

A velocidade onde T_r é máximo se denomina V_x , velocidade onde a razão de subida é maior. A velocidade vertical da aeronave, v_y , em m/s, é dada pela multiplicação da razão de subida pela velocidade instantânea da aeronave. A velocidade de voo que maximiza esta velocidade é denominada V_Y .

A potência requerida para voo horizontal em uma dada velocidade é dada por:

$$P_x = \frac{D_{total} * V}{1000}$$

Onde:

P_x = potência instantânea requerida para voo horizontal, em kW

D_{total} = arrasto total, em N

V = velocidade de voo, em m/s

Variando-se a velocidade, o ponto onde a potência mínima é atingida é a velocidade de maior autonomia.

A eficiência aerodinâmica, razão entre o arrasto e a sustentação, é dada por:

$$LD = \frac{W * g}{D}$$

Onde:

LD = eficiência aerodinâmica

W = massa instantânea da aeronave, em kg

g = aceleração da gravidade, 9,81 m/s²

D = arrasto, em N

Variando-se a velocidade, o ponto de máximo global da curva de LD, LD_{max} é a velocidade de maior alcance, ou velocidade de cruzeiro V_c, e a potência instantânea desenvolvida nesta velocidade é a potência de cruzeiro P_c.

10.5 Alcance e autonomia

O alcance da aeronave pode ser calculado de maneira simplificada pela equação de alcance de Breguet, para motores de combustão interna:

$$R_{ic} = \frac{\eta_{pr}}{SFC} * 3600 * \frac{LD}{g} * \log \left(\frac{W_0}{W_0 - W_f} \right)$$

Onde:

R_{ic} = alcance em cruzeiro para motores de combustão interna, em km

η_{pr} = eficiência propulsiva

SFC = consumo específico de combustível, em kg/kWh

LD = máxima eficiência aerodinâmica

g = aceleração da gravidade, 9,81 m/s²

W₀ = peso máximo de decolagem, MTOW, em kg

W_f = peso total do combustível disponível, em kg

Na velocidade que maximiza o LD, obtêm-se o alcance máximo da aeronave.

Para a propulsão elétrica, o alcance pode ser calculado por:

$$R_e = \frac{C_e * \eta_{pr} * \eta_e * V}{P}$$

Onde:

R_e = alcance em cruzeiro para motores elétricos

C_e = capacidade das baterias

η_{pr} = eficiência propulsiva

η_e = eficiência de conversão de energia do sistema elétrico

V = velocidade de voo

P = potência instantânea do grupo motopropulsor

Sendo:

$$P = D_{total} * V$$

Onde:

D_{total} = arrasto aerodinâmico

E substituindo P e V na equação, obtemos, dimensionalizado:

$$R_e = \frac{C_e * \eta_{pr} * \eta_e}{D_{total}} * 3600$$

Onde:

R_e = alcance em cruzeiro para motores elétricos, em km

C_e = capacidade das baterias disponível, em kWh

η_{pr} = eficiência propulsiva

η_e = eficiência de conversão de energia do sistema elétrico

D = arrasto aerodinâmico, em N

O alcance máximo para aeronaves de propulsão elétrica, então, é obtido na velocidade de menor arrasto, diferentemente das aeronaves a combustão, pelo desacoplamento do termo de massa da equação, oriundo do consumo do combustível.

O alcance total, para aeronaves híbridas paralelas, é dado pela equação abaixo:

$$R_{Hybrid} = R_e + R_{ic}$$

Para outras configurações de hibridização, é necessária uma análise específica caso a caso para obtenção do equacionamento, devido às diferentes configurações e eficiências de conversão envolvidas que devem ser equacionadas.

A autonomia de voo para propulsão a combustão é dada por:

$$E_{ic} = \frac{\eta_{pr}}{SFC * P} * W_f$$

Onde:

E_{ic} = autonomia de voo para motores a combustão

η_{pr} = eficiência propulsiva

SFC = consumo específico de combustível, em kg/kWh

P = potência do grupo motopropulsor a combustão em kW

W_f = combustível disponível, em kg

Assim, a autonomia é otimizada para a velocidade de voo de menor potência.

Para aeronaves elétricas, a autonomia é dada por:

$$E_e = \frac{\eta_{pr} * \eta_e}{P} * C_e$$

Onde:

E_e = autonomia de voo para motores elétricos

η_{pr} = eficiência propulsiva

η_e = eficiência de conversão de energia do sistema elétrico

P = potência do grupo motopropulsor a combustão em kW

C_e = capacidade das baterias disponível, em kWh

Da mesma maneira que em aeronaves a combustão, a autonomia é otimizada para a velocidade de voo de menor potência.

A autonomia total, para aeronaves híbridas paralelas, é dada por:

$$E_h = E_e + E_{ic}$$

Novamente, não é possível fazer o equacionamento geral para outras configurações de híbridos devido às suas diferenças construtivas.

O consumo de combustível para aeronaves com motor de combustão interna é dado por:

$$C_{ic} = \frac{x_{ic} * \rho_f}{W_f}$$

Onde:

C_{ic} = consumo por distância percorrida propulsionada por motor a combustão, em km/l

x_{ic} = distância percorrida propulsionada por motor a combustão, em km

W_f = combustível disponível, em kg

ρ_f = densidade do combustível, 0,75 kg/l para gasolina

O consumo de energia para aeronaves com motor de propulsão elétrica é dado por:

$$C_{el} = \frac{x_e}{C_e}$$

Onde:

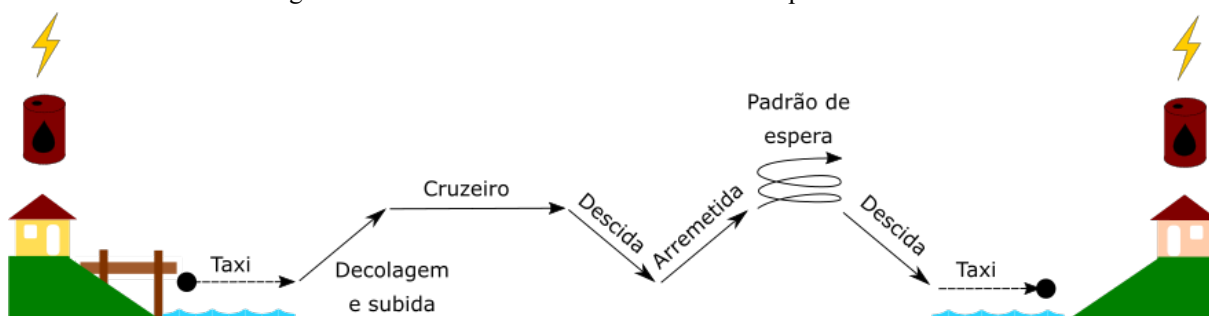
C_{el} = consumo por distância percorrida propulsionada por motor a elétrico, em km/kWh

x_e = distância percorrida propulsionada por motor elétrico, em km

C_e = capacidade das baterias disponível, em kWh

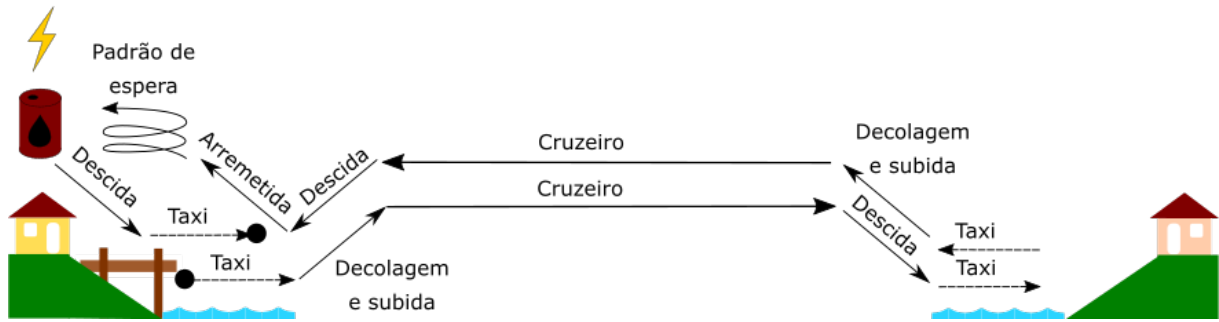
São definidos então os perfis de missão abaixo, condizentes com operações da categoria de aeronaves, para definição do alcance (Missão 1) e raio de ação (Missão 2) da aeronave, de acordo com as Figura 33 e Figura 34 abaixo:

Figura 33: Missão 1: Alcance – aeronave com suporte no destino



Fonte: Próprio autor

Figura 34: Missão 2: Raio de ação - destino sem suporte



Fonte: Próprio autor

Os perfis de voo para motorização elétrica e a combustão nas fases transientes (não cruzeiro) definido na Tabela 19 abaixo:

Tabela 19: Consumo por fase de voo não-deslocamento

Fase de voo	Potência	Duração	C_{ic}	C_{el}
Taxi	20% P_{max}	5 min	0,0166 $P_{ic} * SFC$	0,0167 P_e / η_e
Decolagem e subida	100% P_{max}	1 min	0,0166 $P_{ic} * SFC$	0,0167 P_e / η_e
Descida	0% P_{max}	1 min	0	0
Arremetida	100% P_{max}	1 min	0,0166 $P_{ic} * SFC$	0,0167 P_e / η_e
Padrão de espera	P_{min}	30 min	0,135 P_{min} / η_{pr}	0,5 $P_{min} / (\eta_{pr} * \eta_e)$

Então, o combustível não empregado no deslocamento da aeronave para a Missão 1 - alcance é dado por:

$$W_{preD} = 4 * 0,0166 P_{ic} * SFC - 0,5 * SFC * \frac{P_{min}}{\eta_{pr}}$$

Para aeronaves a combustão interna, o alcance da missão é dado por:

$$D_{Mic} = \frac{\eta_{pr}}{SFC} * 3600 * \frac{LD}{g} * \log \left(\frac{W_0 - W_{preD}}{W_0 - W_f} \right)$$

O combustível não empregado no deslocamento da aeronave para a Missão 2 – raio de ação é dado por:

$$W_{preR} = 7 * 0,0166 \text{ Pic} * \text{SFC} - 0,5 * \text{SFC} * \frac{P_{min}}{\eta_{pr}}$$

E o raio da missão para aeronaves a combustão interna é dado por:

$$R_{Mic} = \frac{1}{2} * \frac{\eta_{pr}}{\text{SFC}} * 3600 * \frac{LD}{g} * \log\left(\frac{W_0 - W_{preR}}{W_0 - W_f}\right)$$

Onde:

D_{Mic} = alcance de missão, em km

R_{Mic} = raio da missão, em km

W_{preD} = combustível não empregado no deslocamento – Missão 1, em kg

W_{preR} = combustível não empregado no deslocamento – Missão 2, em kg

Para aeronaves elétricas o consumo não utilizado no deslocamento é dado, para é dado para a Missão 1 - alcance :

$$E_{preD} = 4 * 0,0167 \frac{P_e}{\eta_e} + 0,5 \frac{P_{min}}{\eta_{pr} * \eta_e}$$

O alcance da missão é dado, para aeronaves elétricas:

$$D_{Me} = \frac{(C_e - E_{preD}) * \eta_{pr} * \eta_e}{D} * 3,6$$

E para aeronaves elétricas o consumo não utilizado no deslocamento é dado, para a Missão 2 - raio :

$$E_{preR} = 7 * 0,0167 \frac{P_e}{\eta_e} + 0,5 \frac{P_{min}}{\eta_{pr} * \eta_e}$$

E o raio da missão é dado, para aeronaves elétricas:

$$R_{Me} = \frac{1}{2} * \frac{(C_e - E_{preR}) * \eta_{pr} * \eta_e}{D} * 3,6$$

Onde:

D_{Me} = alcance de missão, em km

R_{Me} = raio da missão, em km

E_{preD} = energia não empregada no deslocamento - Missão 1, em kg

E_{preR} = energia não empregada no deslocamento – Missão 2, em kg

Para aeronaves híbridas paralelas o perfil de consumo pré-voe pode variar de acordo com a capacidade das baterias e o mapeamento de consumo desejado, então estes não serão definidos. Os raios e alcances oriundos do cruzeiro elétrico e a combustão são então somados:

$$D_{Mh} = \frac{(C_e - E_{preD}) * \eta_{pr} * \eta_e}{D} * 3,6 + \frac{\eta_{pr}}{SFC} * 3600 * \frac{LD}{g} * \log\left(\frac{W_0 - W_{preD}}{W_0 - W_f}\right)$$

E

$$R_{Mh} = \frac{1}{2} * \left(\frac{(C_e - E_{preR}) * \eta_{pr} * \eta_e}{D} * 3,6 + \frac{\eta_{pr}}{SFC} * 3600 * \frac{LD}{g} * \log\left(\frac{W_0 - W_{preR}}{W_0 - W_f}\right) \right)$$

Onde:

D_{Mh} = alcance de missão, em km

R_{Mh} = raio da missão, em km

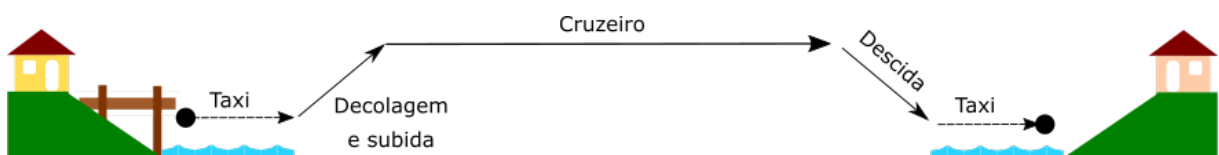
E_{preD} = combustível não empregado no deslocamento, em kg

E_{preR} = combustível não empregado no deslocamento, em kg

Deve ser estabelecida agora uma missão operacional normal média, sem contingências, para a definição dos custos de operação e desgaste de componentes durante o ciclo de vida da aeronave

O consumo de combustível anterior a missão, em condições de operação normais, é dado para o perfil de missão mostrado na Figura 35 abaixo:

Figura 35: Missão Padrão, sem contingências



O consumo, para aeronaves a combustão interna, é dado por:

$$C_{Mic} = 2 * C_{taxi} + C_{TO} + \frac{W_f}{R_{ic}} * x$$

Onde:

C_{Mic} = consume total da missão, em kg

C_{taxi} = consumo na fase de taxi, em kg

C_{TO} = consumo na fase de decolagem, em kg

W_f = capacidade total do combustível disponível, em kg

R_{ic} = alcance de Breguet, em km

x = distância do percurso, em km

Para aeronaves elétricas, o consumo é dado por:

$$C_{Me} = 2 * C_{taxi} + C_{TO} + \frac{C_e}{R_e} * x$$

Onde:

C_{Me} = consumo total da missão, em kWh

C_{taxi} = consumo na fase de taxi, em kWh

C_{TO} = consumo na fase de decolagem, em kWh

C_e = capacidade total das baterias, em kWh

R_e = alcance em cruzeiro para motores elétricos, em km

x = distância do percurso, em km

Para aeronaves híbridas, foi estabelecida uma regra de consumo para avaliação: a potência elétrica será utilizada de maneira prioritária nas fases de taxi e decolagem, com uma reserva para arremetidas e para execução de um padrão de tráfego curto ao redor da região de aterrissagem em caso de emergência (inferior ao padrão de espera estabelecido, com objetivo de poupar o motor a combustão). Caso o alcance com a parcela de energia elétrica restante à aeronave seja superior ao total da viagem, esta será feita integralmente com propulsão elétrica, e o motor a combustão será utilizado apenas nas fases de decolagem e descida. Caso a distância da viagem exceda o alcance elétrico restante, esta será realizada em parte ou integralmente pelo motor a combustão. São calculados a partir destes o “block time” médio e tempos de operação na missão dos motores para cálculos posteriores de manutenção. Para aeronaves a combustão ou elétricas puras, o cálculo é direto e igual ao tempo do “block time”. Para aeronaves híbridas, utiliza-se os tempos de operação oriundos da regra de consumo acima.

10.6 Performance de decolagem

O procedimento de distância de decolagem é uma simulação física numérica iterativa no tempo e é estabelecido a seguir, baseado em procedimento de estimativa corrente (GUDMUNDSSON, 2013) modificado para a flexibilização das entradas de análise:

1. Cálculo do empuxo de decolagem (TORENBEEK, 1982):

$$T = 157 * P$$

Onde:

T = empuxo total instantâneo, em N

P = potência total instantânea, em kW;

2. Cálculo do ângulo de incidência da fuselagem a partir da interpolação dos dados de simulação hidrodinâmicos;
3. Cálculo do coeficiente de sustentação no ângulo de ataque e velocidade dados, interpolados dos dados aerodinâmicos de entrada (devido à variabilidade de formas de aeronave e asas possíveis, não foram consideradas variações no C_L oriundas do efeito solo, em uma análise conservadora);
4. Cálculo da sustentação instantânea na asa:

$$L = \frac{1}{2} * C_L * \rho * S * V^2$$

Onde:

L = sustentação total instantânea, em N

C_L = coeficiente de sustentação instantâneo

ρ = densidade do ar na superfície terrestre, 1,225 kg/m³

S = área alar, em m²

V = velocidade instantânea da aeronave, em m/s;

5. Cálculo da massa total sustentada pelo casco:

$$W_h = W - \frac{L}{g}$$

Onde:

W_h = massa total sustentada por forças hidrostáticas e hidrodinâmicas, em kg

W = massa instantânea da aeronave, em kg

L = sustentação total instantânea, em N;

6. Cálculo do arrasto hidrodinâmico a partir da interpolação dos dados de velocidade e peso sustentados pelo casco;
7. Cálculo do arrasto induzido para a sustentação dada, interpolado dos dados aerodinâmicos de entrada (devido à variabilidade de formas de aeronave e asas possíveis, não foram consideradas variações no C_{Di} e L oriundas do efeito solo, em uma análise conservadora);
8. Cálculo da resultante entre as forças de tração e arrasto hidrodinâmico e aerodinâmico:

$$R_H = T - D_{hull} - \frac{1}{2} * (C_{Di} + C_{D0}) * \rho * S * V^2$$

Onde:

R_H = resultante das forças horizontais, em N

D_{hull} = arrasto do casco, em N

C_{Di} = coeficiente de arrasto induzido

C_{D0} = coeficiente de arrasto parasita

ρ = densidade do ar na superfície terrestre, 1,225 kg/m³

S = área alar, em m²

V = velocidade instantânea da aeronave, em m/s;

9. Cálculo da aceleração:

$$a = \frac{R_H}{W}$$

Onde:

a = aceleração instantânea da aeronave, em m/s²

R_H = resultante das forças horizontais, em N

W = massa instantânea da aeronave, em kg;

10. Cálculo da velocidade:

$$V = V_{t-1} + a * \Delta t$$

Onde:

V = velocidade instantânea, em m/s

V_{t-1} = velocidade do passo de tempo anterior, em m/s

a = aceleração instantânea da aeronave, em m/s^2

Δt = passo de tempo da simulação, em s;

11. Cálculo da distância percorrida:

$$x = x_{t-1} + v * \Delta t$$

Onde:

x = distância percorrida na decolagem até o passo de tempo atual, em m

x_{t-1} = distância percorrida até o passo anterior, em m

V = velocidade instantânea, em m/s

Δt = passo de tempo da simulação, em s;

12. Cálculo do tempo de decolagem

$$t = t_{t-1} + \Delta t$$

Onde:

t = tempo total percorrido na decolagem até o passo de tempo atual, em s

t_{t-1} = tempo percorrido até o passo anterior, em s

Δt = passo de tempo da simulação, em s;

13. Cálculo da massa instantânea:

$$W = W_{t-1} - P * SFC * \Delta t$$

Onde:

W = massa instantânea da aeronave, em kg

W_{t-1} = massa instantânea no passo anterior, em kg

P = potência total instantânea da aeronave, em kW

SFC = consumo específico de combustível, em kg/kWh

Δt = passo de tempo da simulação, em s;

As iterações continuam até que a velocidade seja igual a $V_s^{*1,2}$, respeitando os requisitos de certificação (ANAC, 2018), ou então até que se atinja um critério de parada de tempo de simulação ou distância percorrida, demonstrando a inviabilidade da configuração.

10.7 Análise econômica

Foi realizada uma análise econômica de custo total de ciclo de vida das aeronaves utilizando o método DAPCA-IV (HESS e ROMANOFF, 1987), padrão governamental americano de estimativa de custos de sistemas aeronáuticos. Algumas modificações propostas ao método também foram aplicadas (RAYMER, 1989) e alguns fatores utilizados nas estimativas modificados para melhor refletir a realidade das bases de custos de aeronaves de categorias menores (EASTLAKE e BLACKWELL, 2000). Individualmente, foram também feitas correções nos fatores de custos para as categorias sub-FAR 23 não contempladas pela bibliografia, de modo à melhor refletir os custos oriundos de seus requisitos de certificação diminuídos. O procedimento aplicado será descrito de maneira resumida nesta seção e subseções.

São definidos os dados de entrada na tabela abaixo:

Tabela 20: Variáveis de entrada do programa de estimativa de custos

Variável	Descrição
Y	Ano de fabricação
W_e	Peso vazio, em kg
V_H	Velocidade máxima horizontal, m/s
Q	Quantidade de aeronaves fabricadas no programa
n_{eng}	Motores por aeronave
cat	Categoria da aeronave
M_w	Material da asa
M_{fus}	Material da fuselagem
M_{emp}	Material da empenagem
W_w	Massa da asa
W_{fus}	Massa da fuselagem
W_{emp}	Massa da empenagem

Em sequência, é definida uma tabela com a inflação passada para previsões de fabricação históricas e dados estimados até 2030. Os valores serão utilizados para corrigir os custos estimados em anos base diferentes de 2019.

10.7.1 Custos de desenvolvimento e fabricação

Foi decidido apresentar dos custos dos grupos de desenvolvimento e fabricação combinados, de acordo com a Figura 27, devido à união intrínseca de ambos na atividade industrial aeronáutica, e pela necessidade de se contemplar ambos no custo de venda de uma aeronave.

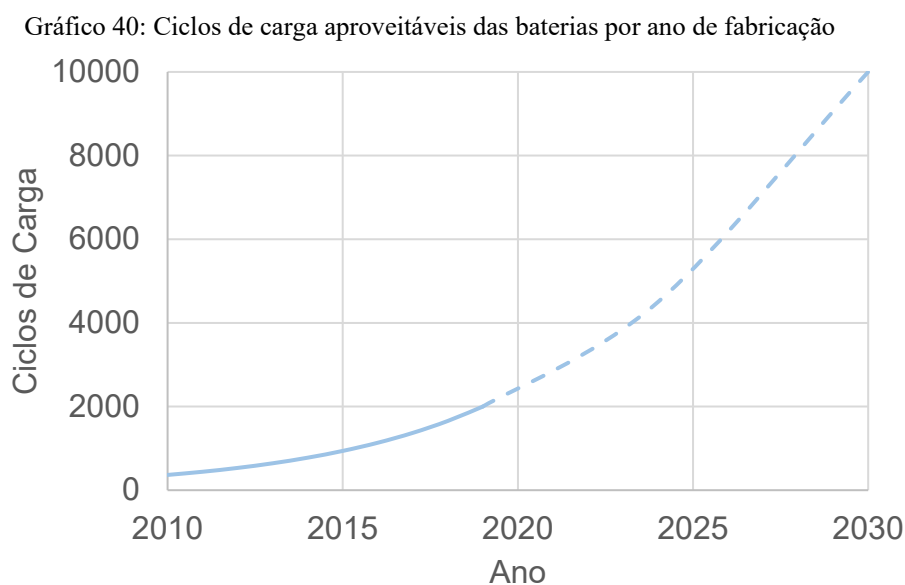
As taxas horárias para atividades referentes ao projeto são definidas e corrigidas pela inflação para a base de custos do ano corrente, de acordo com a Tabela 21 abaixo:

Tabela 21: Taxas horárias por função

Símbolo	Valor (USD 2019)	Descrição da taxa horária
R_{eng}	135,72	Engenharia e projeto
R_{tool}	139,40	Ferramental e meios de produção
R_{qc}	127,23	Controle de qualidade
R_{mfg}	115,06	Fabricação e linha de montagem

Fonte: (RAYMER, 1989)

Os custos de baterias para motorização elétrica foram estimados de maneira direta através de dados estatísticos atuais (Gráfico 37), e uma relação linear de custo C_b por capacidade. Os ciclos de carga aproveitáveis das baterias N_b foram estimados através de dados históricos e de ajuste de curva para previsões futuras, como apresentado no Gráfico 40 abaixo:



Os custos para motores foram estimados, para o ano base de 2019, através de levantamentos de mercado e análises estatísticas. Para categorias sub-FAR 23, com motores não certificados, o preço estimado dos motores a combustão é dado pela relação estatística:

$$C_{ic} = -0,2267 * \left(\frac{P_{ic}}{n_{eng}} \right)^2 + 59,723 * \frac{P_{ic}}{n_{eng}} + \frac{79,739}{n_{eng}}$$

Onde:

C_{ic} = custo do motor à combustão, em dólares

P_{ic} = potência total oriunda de motores a combustão da aeronave, em kW

N_{eng} = número de motores a combustão da aeronave

Para motores a combustão certificados, é utilizado a relação linear de 255,66 dólares por kW. Motores elétricos para aeronaves não certificadas tiveram seu valor C_{em} levantado em 60 dólares por kW de potência. Para aeronaves de categorias certificadas, foi feita uma estimativa considerando o dobro deste valor, dada sua implantação restrita no mercado aeronáutico atual e dados esparsos referentes a estes.

Os fatores de correção material para materiais diferentes do alumínio são dados na tabela abaixo:

Tabela 22: Fatores de custo de materiais

Material	Fator de custo (Fmat)
Alumínio	1
Fibra de vidro	1,15
Fibra de carbono	1.75
Aço	1.75
Titânio	1.95

Fonte: (RAYMER, 1989)

A partir dos fatores de custo materiais e das massas das partes principais da estrutura da aeronave, é estimado o coeficiente de custo material global desta, através da relação:

$$M_c = \frac{W_w * Fmat(M_w) + W_{emp} * Fmat(M_{emp}) + W_{fus} * Fmat(M_{fus}) - 3}{W_e}$$

São definidas FTA=1, 1 aeronave de teste para as categorias de ultraleves e FTA=2, 2 para as aeronaves categoria certificadas em LSA e FAR 23.

Fatores globais de horas e custos são definidos na Tabela 23. Estes fatores serão multiplicados pelos ponderadores específicos para as categorias de certificação da Tabela 24.

O custo dos aviônicos por aeronave C_a é estabelecido em 1000 dólares para aeronaves ultraleves, e 5000 para aeronaves certificadas nas categorias LSA e FAR 23.

Tabela 23: Fatores globais de horas e custos para aeronaves de aviação geral subsônicas

Fator	Fórmula	Descrição
F_{Heng}	$1 * (1 + M_c)$	Fator de horas de engenharia
F_{Htool}	$0,25 * (1 + M_c)$	Fator de horas de ferramentaria
F_{Hmfg}	$0,33 * (1 + M_c * 0,25)$	Fator de horas de fabricação
F_{Hqc}	$0,33 * (1 + M_c * 0,5)$	Fator de horas de controle de qualidade
F_{Cd}	$1 * (1 + M_c * 0,25)$	Fator de custo de suporte de desenvolvimento
F_{Cft}	1	Fator de custo de ensaio em voo
F_{Cmat}	0,125	Fator de custo de materiais

Fonte: (EASTLAKE e BLACKWELL, 2000)

Tabela 24: Ponderação de fatores globais de horas e custos por base certificadora, para aeronaves de aviação geral subsônicas

Fator	Ultraleve	LSA	FAR 23
F_{Heng}	33%	66%	75%
F_{Htool}	50%	75%	100%
F_{Hqc}	33%	50%	100%
F_{Cft}	10%	30%	50%
F_{Cd}	50%	50%	100%
F_{Cmat}	50%	75%	100%

Fonte: (EASTLAKE e BLACKWELL, 2000)

Em sequência são calculados os totais de horas requeridos para a integralidade do programa de concepção, certificação e fabricação de uma quantidade Q de aeronaves ao longo da vida do projeto:

$$H_{eng} = 4,86 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,777} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{0,894} * Q^{0,163} * F_{Heng}$$

$$H_{tool} = 5,99 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,777} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{0,696} * Q^{0,263} * F_{Htool}$$

$$H_{mfg} = 7,37 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,820} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{0,484} * Q^{0,641} * F_{Hmfg}$$

$$H_{qc} = 0,133 * H_{mfg} * F_{Hqc}$$

Os custos do programa são dados pelas equações abaixo:

$$C_{eng} = H_{eng} * R_{eng}$$

$$C_{tool} = H_{tool} * R_{tool}$$

$$C_{mfg} = H_{mfg} * R_{mfg}$$

$$C_{qc} = H_{qc} * R_{qc}$$

$$C_{Cd} = 104,31 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,630} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{1,3} * F_{Cd}$$

$$C_{FT} = 2855 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,325} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{0,822} * FTA^{1,21} * F_{cft}$$

$$C_{MAT} = 25,26 * \left(\frac{W_e}{0,4536}\right)^{0,921} * \left(\frac{V_H}{0,5144}\right)^{0,621} * Q^{0,799} * F_{Cmat}$$

$$C_p = (C_{ic} + C_{em} + C_b) * Q$$

$$C_{aP} = C_a * Q$$

Onde:

H_{eng} = horas totais de engenharia

H_{tool} = horas totais de ferramentaria

H_{mfg} = horas totais de fabricação

H_{qc} = horas totais de controle de qualidade

C_{eng} = custo de engenharia do programa, em dólares

C_{tool} = custo de ferramentaria do programa, em dólares

C_{mfg} = custo de fabricação e manufatura do programa, em dólares

C_{qc} = custo de controle de qualidade do programa, em dólares

C_{Cd} = custo de suporte ao desenvolvimento do programa, em dólares

C_{FT} = custo ensaio em voo do programa, em dólares

C_{MAT} = custo de matérias primas do programa, em dólares

C_p = custo de sistemas de propulsão do programa, em dólares

C_{aP} = custo de aviônicos do programa, em dólares

O custo total do programa é dado por:

$$C_P = C_{eng} + C_{tool} + C_{mfg} + C_{qc} + C_{Cd} + C_{FT} + C_{MAT} + C_p + C_{aP}$$

E o custo de produção e desenvolvimento por aeronave é dado por:

$$C_{AC} = \frac{C_P}{Q}$$

É prevista uma reserva de responsabilidade civil R_l de 50000 dólares para cada aeronave de valor acima de 100000 dólares, e de metade do valor da aeronave abaixo disto, ponderados por 20% para ultraleves e 50% para LSA.

Outros custos são baseados em dados públicos financeiros da indústria aeronáutica, sendo o custo de entrega $F_{delivery}$ de uma aeronave é estimado em 5% de seu custo de fabricação, os custos gerais da atividade de fabricação $F_{overhead}$ 2%, e a margem de lucro operacional da atividade de fabricação F_{profit} é estimada em 10%.

Assim, o valor de venda estimado de cada aeronave é dado por:

$$S_{AC} = C_{AC} * (1 + F_{delivery} + F_{overhead} + F_{profit}) + R_l$$

10.7.2 Custos operacionais

Os custos operacionais durante o ciclo de vida da aeronave foram estimados para as aeronaves operando no Brasil, com valores estimados para a região Norte do país sendo utilizados toda vez que estes estejam disponíveis para refinamento da análise.

Inicialmente foram estabelecidas premissas de operação e capacidades da aeronave por base certificadora, de acordo com o apresentado na Tabela 25 abaixo:

Tabela 25: Premissas de operação das aeronaves

Característica	Símbolo	Ultraleve	LSA	FAR 23
Tripulação	N_{crew}	0	0	1
Custo hangar anual	$C_{yhangar}$	600 USD	1200 USD	2400 USD
Seguro anual	C_{yins}	1200 USD	1200 USD	2000 USD
Horas de voo anuais	FH_y	100 h	200 h	500 h
Horas de manutenção por hora de voo (excluindo motor)	M_{FH}	0	0,15	0,2
Horas totais de vida em serviço projetadas	SL	2000 h	7500 h	15000 h

Fonte: (FAA, 2020), (INFRAERO, 2016), (RAYMER, 1989)

Os custos de insumos e mão de obra operacionais diretos das aeronaves foram estimados com os valores abaixo:

Tabela 26: Custo de insumos e mão de obra operacionais diretos

Característica	Símbolo	Valor	Unidade
Custo de tripulante por hora de voo	C_{Hcrew}	119	BRL/h
Custo do combustível	P_{fuel}	4,586	BRL/l
Custo da energia	P_{power}	0,85	BRL/kWh
Custo da hora de manutenção	C_{Hmaint}	90	BRL/h

Fonte: (SNA E SNEA, 2019), (ANP, 2020)

Os custos de manutenção por hora de voo são calculados abaixo, para a aeronave e para motores a combustão e elétricos:

$$C_{maint} = C_{Hmaint} * \max(M_{FH} * 100 | M_{FH} * FH_y) / FH_y$$

$$C_{mat} = 3,33 * 10^{-6} * C_{AC} + 7,04$$

$$C_{maintIC} = \frac{t_{ic}}{t_{block}} * F_{Mic} * \frac{C_{ic}}{TBO_{ic}}$$

$$C_{maintE} = \frac{t_e}{t_{block}} * F_{Me} * \frac{C_{em}}{TBO_e}$$

$$C_{bat} = \frac{C_b}{N_b} * \frac{C_{Me}}{C_e} * \frac{1}{t_{block}}$$

Onde:

C_{maint} = custo de manutenção extra-motor por hora de voo, em BRL. Para aeronaves que operem menos de 100 horas de voo anuais, como preconizado para manutenção do certificado de aeronavegabilidade, estas devem realizar manutenção específica, contemplada pelo equacionamento.

C_{mat} = custo de materiais de manutenção da aeronave, em USD

$C_{maintIC}$ = custo de manutenção de motores a combustão por hora de voo, em USD

t_{ic} = tempo de operação do motor a combustão dentro da missão operacional normal média

t_{block} = “block time” da missão operacional normal média, em horas

F_{Mic} = fator de custo de manutenção de motores a combustão, dado na Tabela 26 abaixo

TBO_{ic} = tempo entre revisões pesadas do motor a combustão, (time between overhaul), tomado 2000 horas para motores a pistão modernos

C_{ic} = custo do motor

C_{maintE} = custo de manutenção de motores elétricos por hora de voo, em USD

t_e = tempo de operação do motor elétrico da missão operacional normal média

F_{Me} = fator de custo de manutenção de motores elétricos, dado na Tabela 26 abaixo

C_{em} = custo do motor elétrico

TBO_e = tempo entre revisões pesadas de motores elétricos, tomado 10000 horas devido à limites de fadiga da motorização

C_{bat} = custos de bateria por hora de voo, em USD

C_b = valor da bateria, em USD

C_{Me} = consumo total da missão, em kWh

C_e = capacidade total das baterias, em kWh

Figura 36: Fatores de manutenção de motores

Base certificatória	F_{Mic}	F_{Me}
FAR 23	0,9	0,2
Outras	0,3	0,1

Os custos fixos de operação anual, da infraestrutura de hangaragem e seguro, são amortizados nos custos de hora de voo a partir das relações abaixo:

$$C_{hangar} = \frac{C_{yhangar}}{FH_y}$$

$$C_{ins} = \frac{C_{yins}}{FH_y}$$

Onde:

C_{hangar} = custo de hangaragem por hora de voo, em USD

C_{ins} = custo de seguro por hora de voo, em USD

E finalmente os custos de energia, combustível e lubrificante são dados por:

$$C_{fuel} = \frac{C_{Mic}}{t_{block}} * \frac{P_{fuel}}{\rho_f}$$

$$C_{oil} = 0,04 * C_{fuel}$$

$$C_{elec} = \frac{C_{Me}}{t_{block}} * P_{power}$$

Onde:

C_{fuel} = custo de combustível por hora de voo, em BRL

C_{oil} = custo de óleo por hora de voo, em BRL

C_{elec} = custo de eletricidade por hora de voo, em BRL

10.7.3 Custos de descarte e retirada de serviço

A indústria aeronáutica possui uma particularidade interessante relativa aos custos de descarte: excetuando uma eventual remoção, normalmente eles são negativos, ou seja, existe valor residual nas aeronaves não mais operacionais, seja nos seus materiais construtivos, ou em equipamentos funcionais ou passíveis de manutenção e aproveitamento em outras aeronaves, o que infelizmente não pode ser estimado com um bom nível de confiança no nível conceitual de

projeto. Além disso, a introdução da eletrificação nos projetos gera baterias com potencial de valor residual significativo no final do seu ciclo de vida, devido às aplicações possíveis das baterias em estágio avançado de uso como armazenagem estacionária, o que complica ainda mais a estimativa. Deste modo, consideradas as incertezas envolvidas, será estimado um valor residual em fim de vida de 10% do valor de venda da aeronave nova. O equacionamento da depreciação da aeronave por hora de voo é dado por

$$C_{dep} = \frac{S_{AC} * (1 - RV)}{SL}$$

Onde:

C_{dep} = custos de depreciação por hora de voo, em USD

S_{ac} = valor de venda da aeronave nova, em USD

RV = valor residual da aeronave ao fim da sua vida de serviço projetada, em percentual do valor da aeronave nova

SL = vida de serviço projetada da aeronave, em horas de voo

O foco do descarte será a estrutura de materiais compósitos de matriz orgânica, notadamente fibra de vidro e fibra de carbono, que ao contrário do alumínio ainda não é passível de reciclagem de maneira econômica nos dias de hoje.

Não existe um grande volume de aeronaves de estrutura primariamente de materiais compósitos descartada nos dias de hoje devido à grande durabilidade do material e de sua popularização recente, sendo que aeronaves comerciais de grande porte com estrutura primariamente em compósitos só iniciaram suas operações em 2011 (Boeing 787) e, portanto, ainda terão ao menos uma década em operação antes de começarem a ser descomissionados.

Um precedente histórico de descarte ocorreu com o Beechcraft Starship, primeira aeronave turboélice de transporte executivo feita de compósitos de carbono, concebida nos anos 1980. Na década de 2000, o fabricante da aeronave decidiu encerrar o programa e recomprar as aeronaves, que tiveram suas estruturas incineradas (MOLL, 2008).

Um paralelo pode ser encontrado no mercado náutico de lazer francês, que consiste primariamente em barcos feitos de fibra de vidro. O governo francês precificou o impacto ambiental das embarcações e iniciou a cobrança de uma taxa ecológica no momento da compra de um barco novo, de maneira a financiar os custos de descarte e o impacto ambiental gerado pelas embarcações, que são passíveis de reciclagem gratuitamente em centros cadastrados pelo

governo (FRANCEINFO, 2018) . Através dos patamares de taxa cobrados, será estimado um custo de 300 euros por tonelada de aeronave descartada (APER, 2018), ou 333 dólares na taxa de conversão corrente. O custo de descarte por hora de voo será dado então por:

$$C_{disc} = 0,333 * \frac{W_e}{SL}$$

Onde:

C_{disc} = custo de descarte por hora de voo, em USD

W_e = peso vazio da aeronave, em kg

SL = vida de serviço projetada da aeronave, em horas de voo

10.7.4 Custos totais

Feita a determinação dos custos de todas as frentes, falta a determinação dos custos financeiros da operação da aeronave por hora de voo para o cômputo total dos custos de operação diretos. Será considerada uma taxa de juros anual de mercado i_k de 6% para bens de capital duráveis. O custo de capital por hora de voo e dado por:

$$C_k = S_{AC} * \frac{(1 + i_k)^{\frac{SL}{FH_y}}}{SL}$$

Onde:

C_k = custo de capital por hora de voo, em USD

i_k = taxa de juros anual, em %

SL = vida de serviço projetada da aeronave, em horas de voo

FH_y = horas de voo anuais

Finalmente, os custos diretos de operação em dólares são dados por:

$$C_{HD} = (C_{Hcrew} * N_{crew} + C_{fuel} + C_{oil} + C_{elec} + C_{maint}) * X_{BRLUSD} + \dots \\ C_{mat} + C_{maintIC} + C_{maintE} + C_{bat} + C_{hangar} + C_{ins} + C_{dep} + C_{disc} + C_k$$

Onde:

C_{HD} = custo de operação direto por hora de voo, em USD

X_{BRLUSD} = taxa de câmbio real dólar

Os custos totais de operação das aeronaves C_{HT} são estimados através da aplicação de relações estatísticas baseadas em dados históricos operacionais (MIT, 2019). Dadas as bases de custo das linhas aéreas, os custos indiretos de operação de uma linha aérea são estimados usualmente em 50% dos custos totais da linha, ou um acréscimo de 100% sobre os custos operacionais diretos (ICAO, 2017). Considerando a simplificação na operação das aeronaves devido à não utilização de infraestrutura aeroportuária, uma estimativa será feita com esta relação reduzida em 20%, totalizando um acréscimo de 80% sobre o C_{HD} .

O cálculo de C_{HT} será feito apenas para as aeronaves com base certificatória FAR 23, passíveis de serem utilizadas em serviço comercial por regulamentação.

Sobre o C_{HT} será aplicada a lucratividade da linha aérea, estimada em 5% sobre o faturamento a partir de dados financeiros públicos de empresas de transporte aéreo, para definição do custo por hora de voo da aeronave analisada. Finalmente, o novo CFH calculado será utilizado como insumo na estimativa de penetração de mercado da Parte I do trabalho para verificar o impacto das evoluções de projeto propostas no mercado de transporte por hidroaviação amazônico, como disposto nas equações abaixo:

$$C_{HT} = C_{HD} * (1 + OH)$$

$$CFH = C_{HT} * (1 + P)$$

Onde:

C_{HT} = custo de operação total por hora de voo, em USD

C_{HD} = custo de operação direto por hora, em USD

OH = overhead de operação, estimado em 80% para operações de hidroaviação

CFH = custo por hora de voo contratada da aeronave, em USD

11. Análise dos resultados

As análises demonstraram um grande potencial de melhoria dos seus custos de aquisição e operação em todas as categorias de hidroaviões, devido à otimização aerodinâmica, uso de materiais avançados e eletrificação total ou parcial do sistema motopropulsor, em um horizonte atual e futuro.

A única categoria de aeronave que não apresentou melhoria de custos pelo emprego da eletrificação na sua concepção foram as de aeronaves ultraleves de certificação americana no horizonte tecnológico atual (2019-2020), devido às grandes restrições de peso e performance impostas, que impossibilitam o uso de baterias com autonomia suficiente para a operação das aeronaves com alcance significativo com os atuais níveis de densidade energética. Porém no horizonte de tempo 2030, mesmo esta categoria tende a ter vantagens de custo e performance pelo emprego de um grupo motopropulsor híbrido.

Todas as outras categorias de aeronaves apresentariam já hoje melhorias significativas de custos totais em ciclo de vida pelo emprego de eletrificação parcial ou integral, e todas as categorias exceto os ultraleves de limites americanos terão, em 2030, vantagem para o emprego da eletrificação integral nos custos de aquisição e custo de vida da aeronave, para aeronaves com capacidade de atingir a distância máxima média de missão estabelecida na Tabela 17.

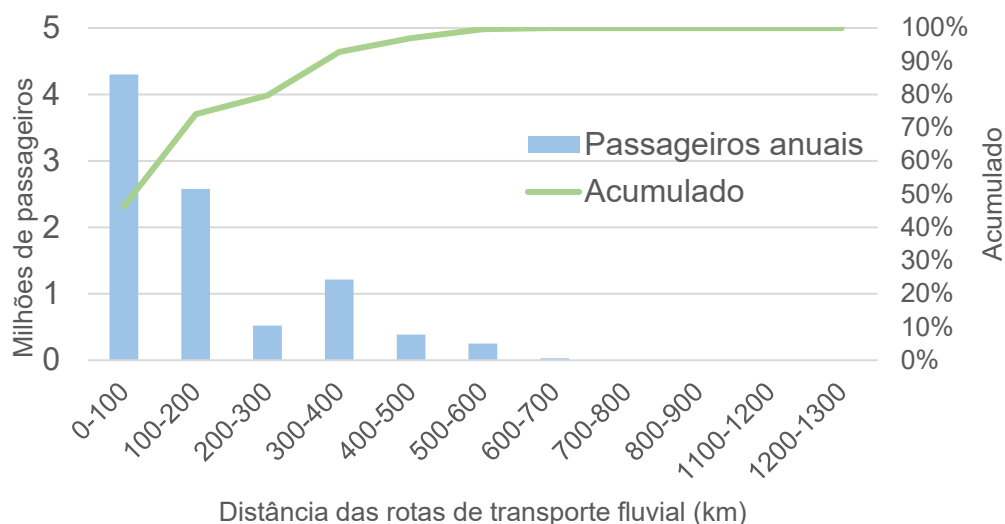
Um hidroavião com capacidade para 6 pessoas (piloto + 5 passageiros) totalmente elétrica para o transporte de passageiros terá alcance capaz de atingir a distância de ponta a ponta de 70% das linhas de transporte hidroviários, com reservas operacionais padrão e sem necessidade de baterias suplementares, troca de baterias ou recarregamento em curso. Caso seja considerada a facilidade de parada sobre os rios em caso de pane e uma capacidade de previsão do tempo que permita que os requerimentos de reserva energética sejam flexibilizados, seu alcance sobe a mais de 500km e a parcela de rotas cobertas sem parada poderia atingir 90% das linhas, como demonstrado no Gráfico 41, onde é visível a pequena parcela de linhas que excedem os limites estabelecidos. Ainda assim, na absoluta maioria das linhas de transporte fluvial de passageiros, e especialmente nas mais extensas, existem diversas paradas intermediárias (Tabela 27), que podem ser utilizadas como ponto de suporte para as aeronaves, tornando os requerimentos de alcance um não-impedimento à sua aplicação.

Foram observadas tendências interessantes nas melhores aeronaves geradas pelo software de análise no que tange às limitações de projeto e convergência de soluções, no âmbito de materiais, motorização e aerodinâmica. Nas próximas subseções será discorrido sobre os

principais resultados encontrados, tentando se respeitar as divisões de área de aplicação tais quais apresentados no capítulo anterior, porém devido à interdependência global no projeto aeronáutico haverá um nível de sobreposição inevitável entre as seções.

É importante frisar que as simulações computacionais, ainda que executadas em grande número sobre um espectro de combinação de variáveis, podem não ser absolutas quanto à minimização dos custos totais em ciclo de vida devido ao limite de tempo computacional dedicado a estas, podendo não ter resolução suficiente para atingir os mínimos absolutos. Em todo caso, são aproximações suficientes que possibilitam comparações válidas.

Gráfico 41: Linhas de transporte de hidroviário de passageiros na Amazônia por distância e percentual acumulado



Fonte: (ANTAQ / UFPA, 2018)

Tabela 27: Itinerário representativo da navegação fluvial longitudinal de longo curso na Amazônia, da embarcação San Marino III na rota Belém - Manaus

Sequência	Partida Porto	Partida Dia da Semana	Partida	Chegada Dia da Semana	Chegada	Distância (km)
1	Belém	Sábado	12:00	Sábado	23:50	221
2	Breves	Domingo	00:20	Domingo	12:00	186
3	Gurupá	Domingo	12:30	Domingo	19:30	113
4	Almeirim	Domingo	20:00	Segunda-feira	03:00	110
5	Prainha	Segunda-feira	03:30	Segunda-feira	08:30	80
6	Monte Alegre	Segunda-feira	09:00	Segunda-feira	16:00	107
7	Santarém	Terça-feira	13:00	Terça-feira	20:00	120
8	Óbidos	Terça-feira	20:30	Quarta-feira	02:00	80
9	Juruti	Quarta-feira	03:00	Quarta-feira	09:00	90
10	Parintins	Quarta-feira	10:00	Quinta-feira	01:00	235
11	Itacoatiara	Quinta-feira	01:30	Quinta-feira	13:00	185
12	Manaus	Sábado	12:00	Domingo	05:00	1527

Fonte: (ANTAQ, 2021)

11.1 Motorização

A evolução das tecnologias de armazenagem de energia nos últimos anos propiciou a aplicação destas como alternativa viável de propulsão no projeto aeronáutico. Possível inicialmente apenas em veículos não tripulados, devido à baixa densidade energética das baterias, a propulsão elétrica estará atingindo a paridade de custos com a propulsão a combustão nas missões propostas para aeronaves de hidroaviação de transporte durante a próxima década.

Considerando otimizações globais no projeto, uma aeronave ultraleve sub-200kg (limitações brasileiras de peso) atingiria a paridade de custo de venda com uma aeronave a combustão já em 2022, de cerca de 44500 dólares para uma produção de 1000 aeronaves, e um total em ciclo de vida 1,5% menor, 151,90 dólares por hora de operação contra 153,29, apesar do alcance diminuído da aeronave elétrica.

Porém, atualmente o melhor balanço de custo de venda, performance e custo total operacional é para aeronaves com motorização híbrida leve, com motores elétricos e baterias que possibilitam um incremento no empuxo da propulsão durante a decolagem e consequente redução dos requerimentos aerodinâmicos e de otimização estrutural, gerando uma aeronave com o alcance de uma aeronave a combustão, porém com preço e custo total operacional inferior, às custas da complexidade aumentada devido aos sistemas de propulsão paralelos, isto sendo válido para todas as categorias de aeronaves exceto para os menores ultraleves, onde as aeronaves híbridas apresentam incremento de custo de aquisição de 17,2% e de operação de 5,19%, para quantidades de produção de 1000 unidades. De maneira interessante, observada em todas as categorias de aeronaves, o aumento das cadências de produção favorece as aeronaves elétricas e híbridas em geral, devido a seu custo operacional direto reduzido devido à operação mais barata e eficiente dos motores elétricos, como pode ser visto nos gráficos Gráfico 42 Gráfico 43 abaixo, para projetos com tecnologia e valores nos anos base de 2019 e 2030, respectivamente.

Entre motores a combustão e propulsão elétrica e híbrida, foram identificados dois eixos principais de evolução de menores custos operacionais das aeronaves: para motores a combustão interna, sua baixa relação potência-peso e alto custo favorece a seleção de motorizações de menor potência possível para a otimização dos custos no ciclo de vida. Já aeronaves híbridas tendem a utilizar motores elétricos de grandes potências e pequenas baterias suficientes apenas para as etapas de taxi, decolagem e subida, e apresentar potências de motores a combustão para cruzeiro relativamente baixas em relação à potência total da aeronave, de modo a maximizar a performance de decolagem e reduzir os requerimentos estruturais e

aerodinâmicos. As aeronaves puramente elétricas seguem a mesma tendência em otimização das aeronaves a combustão, devido à grande quantidade de baterias carregadas.

Em relação às aeronaves atualmente no mercado, as aeronaves otimizadas apresentaram requerimentos de potência de motor até 40% menores para um mesmo número de passageiros e capacidade de carga, o que não é diretamente atribuível à motorização em si, mas ao aumento da eficiência estrutural, aerodinâmica e ao casco flutuante, responsável por uma redução de arrasto significativa em relação aos flutuadores.

Gráfico 42: Variação do custo no ciclo de vida por hora de voo por quantidade de aeronaves da série de produção para aeronaves certificadas com 6 ocupantes, dólares ano base 2019

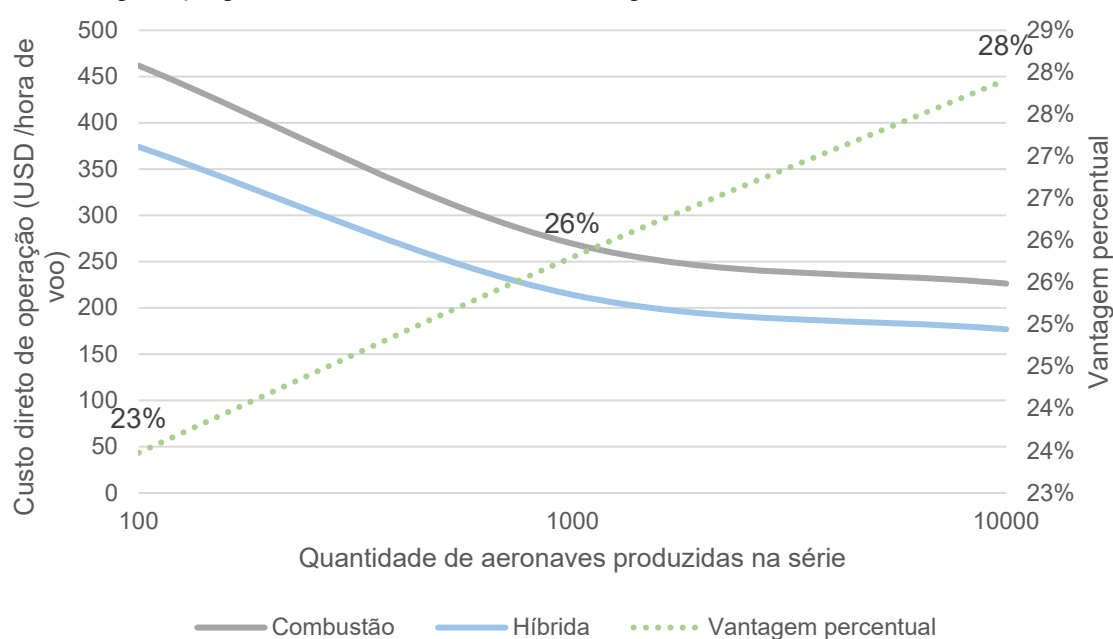
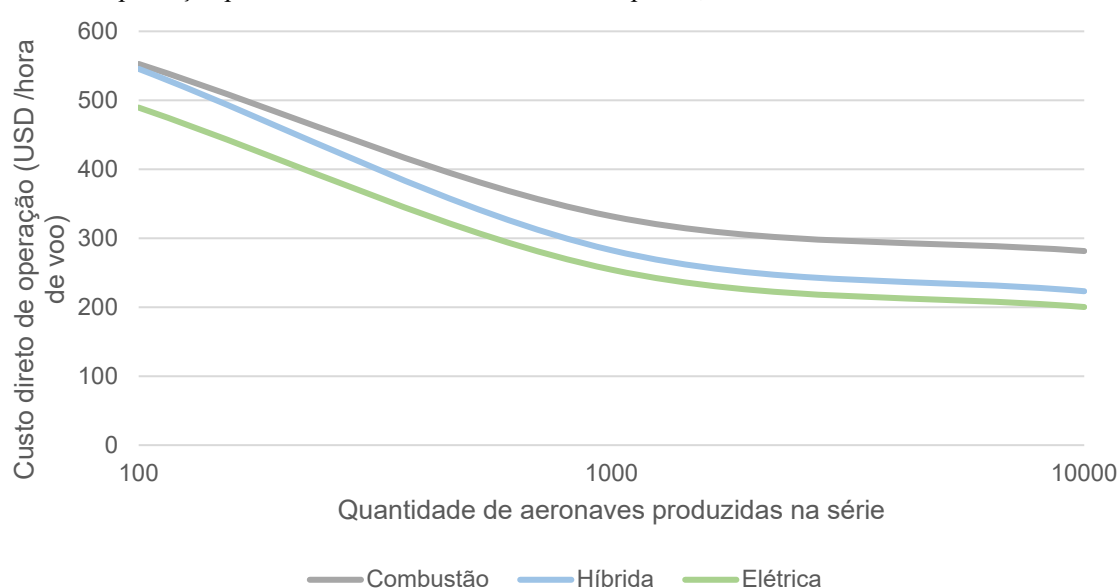


Gráfico 43: Variação do custo no ciclo de vida por hora de voo por quantidade de aeronaves da série de produção para aeronaves certificadas com 6 ocupantes, dólares ano base 2030



Devido à otimização, as aeronaves geradas com motores a combustão interna ou híbridos possuem um alcance bastante superior àquele das aeronaves disponíveis hoje no mercado de hidroaviação, com tanques de combustível equivalentes.

11.2 Aerodinâmica

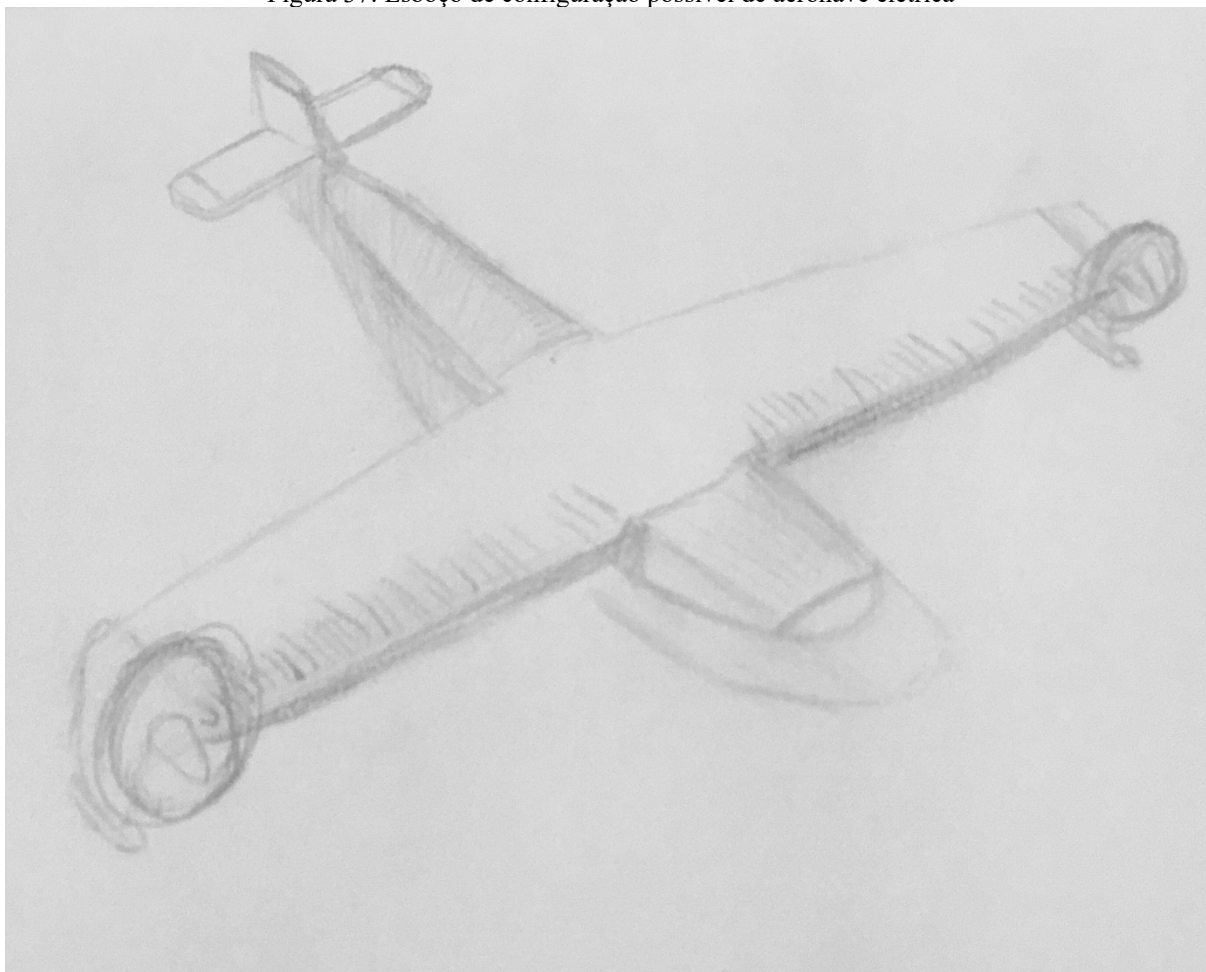
A otimização aerodinâmica foi direcionada pelo fator limitante da decolagem do avião, onde as limitações de arrasto do casco requerem o máximo de sustentação ainda em baixas velocidades de operação. Deste modo, as aeronaves de menor custo operacional geradas pelo software possuíam na maioria das vezes asas com perfis desenhados especialmente para baixos números de Reynolds ou de grande coeficiente de sustentação.

Uma divergência ocorria nas características da corda das aeronaves dependendo da motorização destas: aeronaves a combustão interna com bons custos operacionais tendem a possuir grandes cordas e baixos carregamento alares, enquanto aeronaves elétricas e híbridas apresentavam cargas alares maiores, cordas menores e maior afilamento nas asas.

Todas as aeronaves tendiam a convergir próximas ao limite de envergadura de 12m imposto à simulação por limitações de construção, transporte e armazenagem das asas, mostrando que o aspecto aerodinâmico se sobrepõe ao estrutural para este caso de otimização, exceção feita às aeronaves ultraleves de menor tamanho e ao emprego de estais na simulação tiveram seu ponto de convergência de envergadura ótima inferior ao limite estipulado.

Uma questão que não foi levada em consideração, mas que tem grande impacto na performance das aeronaves é a possibilidade de utilização de configurações aerodinâmicas e de configuração alternativas devido ao uso dos motores elétricos, melhorando de maneira significativa a sustentação e reduzindo o arrasto da aeronave. O esboço de uma dessas configurações, visando a redução do arrasto induzido da aeronave aumento da eficiência aerodinâmica, é apresentado na Figura 37 abaixo. O posicionamento extremo dos propulsores permite seu uso diferencial no controle de guinada da aeronave, permitindo uma redução na empenagem vertical. A configuração possibilita também a redução dos vórtices de ponta de asa, aumentando a eficiência aerodinâmica e permitindo uma eficiência estrutural aumentada, reduzindo o peso estrutural da aeronave e a inclusão de uma bateria maior, e por consequência, aumenta sua autonomia, fator crítico na aviação elétrica.

Figura 37: Esboço de configuração possível de aeronave elétrica



Fonte: Próprio autor

11.3 Materiais construtivos

Mesmo que as aeronaves no mercado de hidroaviação hoje sejam construídas primariamente de alumínio, ficou bastante claro desde o início das simulações que nenhum dos candidatos à aeronave com menor custo operacional teria sua construção feita em alumínio, devido à sua eficiência estrutural inferior que impactava a performance da aeronave com maiores necessidades estruturais, aerodinâmicas e de motorização, que não eram compensadas pelo seu custo inferior de aquisição e fabricação. Assim, todas as simulações foram feitas utilizando apenas fibra de carbono e fibra de vidro como materiais construtivos, para economia de custos computacionais.

Houve uma divergência no emprego dos materiais quanto ao custo total de ciclo de vida e o custo de venda da aeronave: aeronaves de menor custo de venda durante as otimizações tinham componentes estruturais de fibra de vidro mais frequência em sua constituição, enquanto nas aeronaves com menores custos de ciclo de vida, a construção era normalmente toda em

fibra de carbono, mostrando o impacto do peso adicionado à estrutura no cálculo econômico das aeronaves.

A simulação é bastante simplificada no aspecto da escolha dos materiais, uma vez que existem diversas técnicas construtivas e combinações de fibras diferentes que podem ser feitas de acordo com a parte das estruturas otimizadas. Assim, em um projeto preliminar e detalhado, estas devem ser levadas em consideração de maneira a utilizar as propriedades dos materiais compósitos da melhor maneira possível nas suas aplicações.

11.4 Performance em voo

As aeronaves exibiam em geral performance em voo bastante satisfatória, acima dos requerimentos de categoria, devido ao fator limitante das operações de decolagem em água requerer uma grande eficiência aerodinâmica e potência do grupo motopropulsor, que se traduzem em grande capacidade de subida, aceleração e velocidade de operação. Como comparação, uma aeronave Cessna 172 de aviação terrestre possui uma velocidade de subida máxima de 3,2m/s, enquanto uma aeronave da mesma categoria gerada pelo software atinge em média de 8 a 11 m/s. De fato, a maior limitação de performance se encontrava nas categorias com limite de velocidade horizontal, que tinham que balancear os requerimentos de empuxo de decolagem com uma grande eficiência aerodinâmica, de modo a não ultrapassar o limite de velocidade imposto. Em uma etapa de projeto preliminar, isso pode se tornar ainda mais impactante com ciclos de otimização aerodinâmica.

11.5 Custos e potencial de mercado

Os valores de potência, alcance, consumo em cruzeiro e em sua velocidade limite, e os custos de aquisição e de ciclo de vida para as aeronaves geradas de melhor custo total em ciclo de vida são apresentados nas Tabela 28 e Tabela 29 abaixo para cada categoria de aeronave e tipo de motorização, em dólares de 2019.

Tabela 28: Características das aeronaves otimizadas (UL-US, UL-BR e LSA), base de custos dólares 2019

Ano	2019	2019	2030	2019	2019	2019	2030
Categoria	UL-US	UL-BR	UL-BR	LSA	LSA	LSA	LSA
P_{ic} kW	17	17,5	0	0	80	90	60
P_e kW	0	30	40	80	20	0	20
V_c m/s	13	21	22	24	25	24	27
V_H m/s	28	52	52	59	62	61	61
V_{Hic} m/s	28	39	0	0	61	61	58
V_{He} m/s	0	48	52	59	36	0	38
$C_{ic} @ V_c$ km/l	42	33	0	0	18,92	21,03	19,83
$C_{ic} @ V_{Hic}$ km/l	13	18	0	0	6,25	5,54	7,97
$C_e @ V_c$ km/kWh	0	11	13	6,71	6,13	0,00	6,42
$C_e @ V_{He}$ km/kWh	0	4	3	1,94	4,81	0,00	5,08
R_{ic} km	799	871	0	0	1009	1121	1057
R_e km	0	32	253	268	123	0	128
D_M km	762	840	150	155	1032	1039	1090
R_M km	108,5	108,5	108,5	108,5	108,5	108,5	108,5
C_{Me} kWh	0,0	2,4	10,8	20,6	19,6	0,0	19,6
C_{Mic} kg	2,2	2,4	0,0	0,0	1,5	5,1	1,1
$S_{AC} @ 100$ AC	58636	137172	120989	437079	457036	396136	406351
$S_{AC} @ 1000$ AC	17569	40402	36183	147707	146379	124573	129933
$S_{AC} @ 10000$ AC	7823	17668	16536	69999	63067	51014	54738
$C_{HD} @ 100$ AC	127	387	340	552	577	504	515
$C_{HD} @ 1000$ AC	63	140	124	210	210	184	189
$C_{HD} @ 10000$ AC	48	82	73	119	112	97	101
$CFH @ 100$ AC	240	731	643	1042	1090	953	974
$CFH @ 1000$ AC	120	265	233	398	398	348	358
$CFH @ 10000$ AC	91	155	139	225	212	184	190

Tabela 29: Características das aeronaves otimizadas (FAR4 e FAR6), base de custos dólares 2019

Ano	2019	2019	2030	2019	2019	2030
Categoria	FAR4	FAR4	FAR4	FAR6	FAR6	FAR6
P _{ic} kW	125	160	40	60	175	0
P _e kW	100	0	150	100	0	180
V _c m/s	44	31	44	35	35	36
V _H m/s	91	75	77	80	70	79
V _{Hic} m/s	77	75	46	62	70	0
V _{He} m/s	71	0	75	74	0	79
C _{ic @ V_c} km/l	9,1	12,6	6,6	14,5	8,3	0,0
C _{ic @ V_{Hic}} km/l	5,1	3,8	338,8	8,4	3,3	0,0
C _{e @ V_c} km/kWh	3,0	0,0	2,1	4,7	0,0	4,3
C _{e @ V_{He}} km/kWh	1,9	0,0	1,3	2,0	0,0	1,5
R _{ic} km	486	1674	352	776	1651	0
R _e km	295	0	855	47	0	490
D _M km	625	1580	966	721	1566	315
R _M km	314,5	314,5	314,5	314,5	314,5	314,5
C _{Me} kWh	98,1	0,0	182,3	8,1	0,0	81,6
C _{Mic} kg	8,4	21,0	0,5	15,8	30,9	0,0
S _{AC @ 100 AC}	1538377	846271	1680670	799270	911828	928474
S _{AC @ 1000 AC}	491588	294728	536628	269345	318007	300935
S _{AC @ 10000 AC}	253869	170586	268567	145398	182388	156139
C _{HD @ 100 AC}	672	410	722	198	237	211
C _{HD @ 1000 AC}	271	199	282	113	142	109
C _{HD @ 10000 AC}	180	151	179	94	121	86
CFH @ 100 AC	1270	775	1364	374	448	398
CFH @ 1000 AC	513	376	534	214	269	207
CFH @ 10000 AC	341	286	339	177	228	163

As Tabelas 28 e 29 e os Gráfico 43, 44 e 45 evidenciam a influência da escala de produção nos custos das aeronaves. É visível a possibilidade de redução de custos caso seja implantada uma estrutura industrial dimensionada corretamente para maiores cadências de produção. Assim, mesmo que a implantação da estrutura industrial de baixa cadência possa se fazer de maneira menos custosa, o potencial de mercado será limitado pelo maior custo de aquisição e em ciclo de vida da aeronave. Para maximizar a adoção de um modal, é necessário prever e implantar uma base industrial robusta que permita atingir as economias de escala necessárias advindas do aumento da produção. Cabe ainda dizer que mesmo nas maiores escalas de produção aeronáuticas em tempos de paz, o maior “takt” de produção raramente excede uma aeronave por turno, e que caso fossem atingidas escalas de produção de nível automotivo, os custos das aeronaves cairiam de maneira significativa, o que contribuiria para uma penetração maior do modal na matriz de transportes.

Gráfico 44: Distribuição percentual dos custos totais do programa pelo número total de aeronaves produzidas

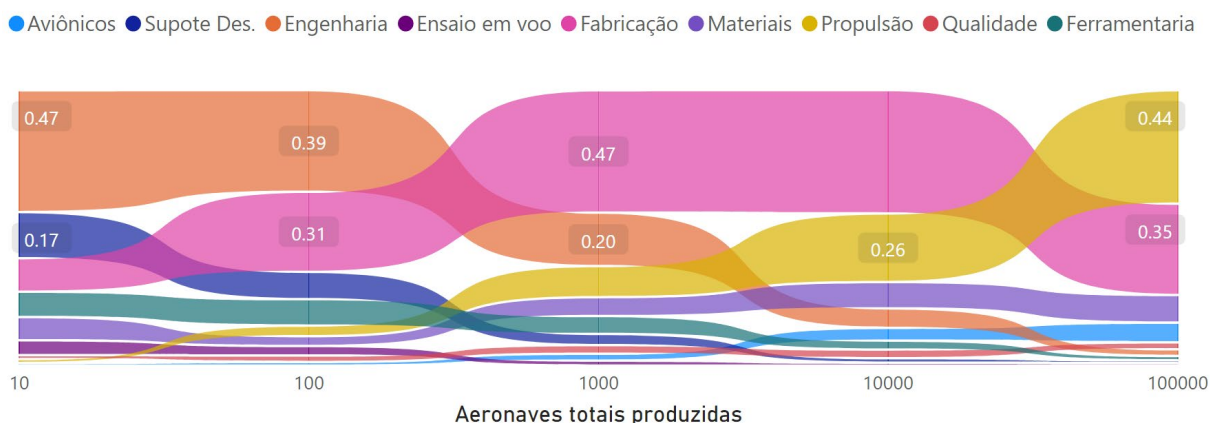
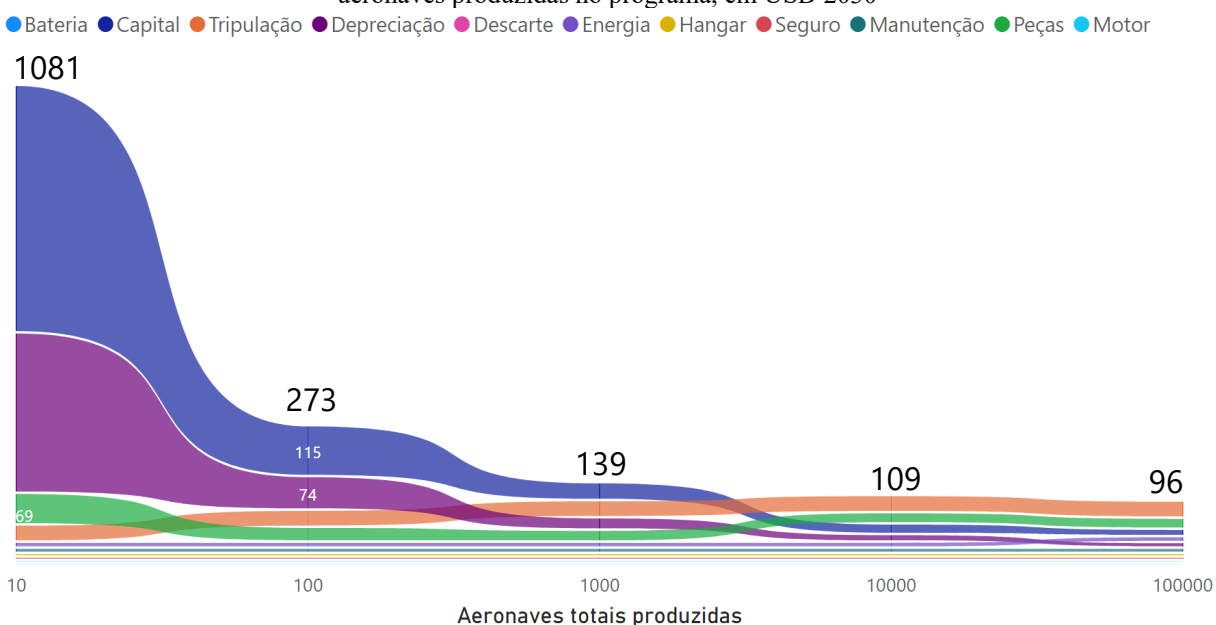


Gráfico 45: Distribuição dos custos diretos de operação de uma aeronave elétrica em relação ao número total de aeronaves produzidas no programa, em USD 2030



A estimativa de mercado para uma aeronave é algo crucial para a indústria aeronáutica, tanto que todos os grandes fabricantes do setor possuem departamentos de análise de mercado responsáveis por fazer as estimativas de demanda para a inclusão na sua planificação industrial e comercial (Sales and Operations Planning – S&OP na sigla em inglês, ou Plan Industriel et Commercial – PIC na sigla em francês), de modo a adequar as cadências e custos de produção à demanda do mercado.

Normalmente, no mercado aeronáutico, as demandas de previsão são baseadas em dados estatísticos e históricos de demanda correlacionados com perspectivas econômicas das regiões

sob estudo (SMYTH e PEARCE, 2018). Todavia, a estimativa de um mercado para um modal novo não pode ser feita de maneira semelhante devido à inexistência de base comparativa.

Utilizando os dados da Parte I do trabalho, é possível se fazer uma estimativa de demanda para uma classe de aeronave em uma região específica e para uma missão específica, no caso, transporte de passageiros na região amazônica brasileira. Porém, para se fazer o dimensionamento global da demanda para a aeronave é necessário levar em consideração todos os outros mercados e missões que esta possa cumprir. Assim, uma extrapolação foi feita a partir do tamanho do mercado amazônico para os mercados globais identificados como susceptíveis à implantação do modal.

Uma avaliação de susceptibilidade geográfica à implantação do modal foi feita no nível país para todos os países do mundo (com exceção da China e da Rússia devido à dificuldade de penetração nesses mercados), sendo atribuído um índice de susceptibilidade geográfica de 100 para a região amazônica e 0 sendo o valor mínimo, para um país sem rios, lagos ou litoral expressivos, sendo que o valor máximo atribuído nas avaliações, para países insulares em proximidade dentro do alcance das aeronaves com outras massas de terra e sem rede de transportes interior desenvolvida, foi de 50. Um resumo das áreas com grande susceptibilidade é encontrado no mapa da Figura 38. Os dados da quantidade de frota de aeronaves necessárias para suprir a demanda de frota de transporte amazônico com aeronaves otimizadas em 2030 com quantidade de produção de 10000 aeronaves totais são então multiplicados pela ponderação de população, renda per capita e índice de susceptibilidade geográfica (FMI, 2020), para determinação do mercado global para o modal, de acordo com a relação abaixo:

$$Q_{global} = \frac{\sum_{países} Pop * \frac{PIB}{capita} * ISG}{Pop_{amazônia} * \frac{PIB}{capita}_{amazônia} * 100} * Q_{amazônia}$$

Onde:

Q_{global} = demanda total de aeronaves

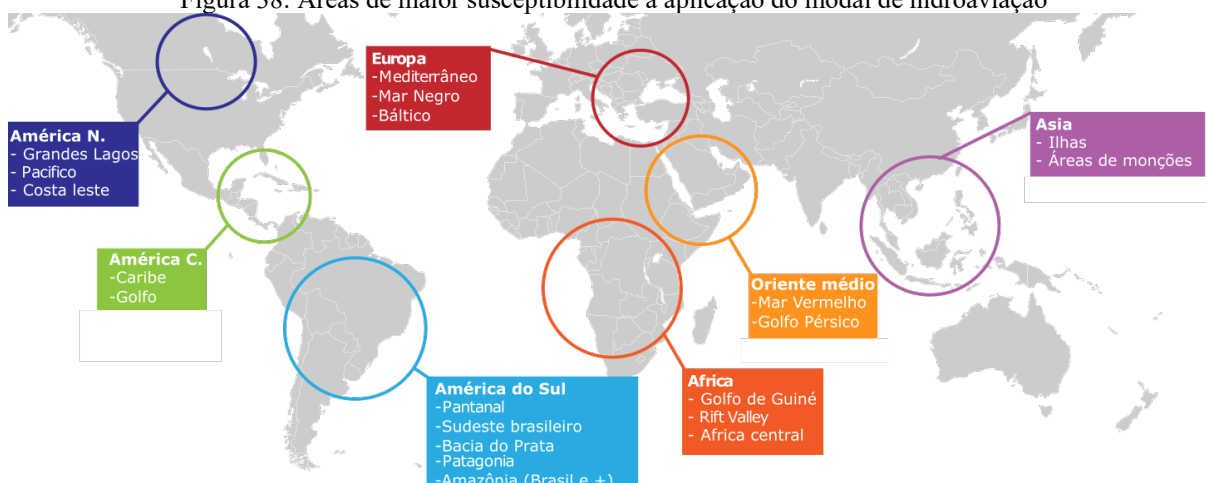
Pop = população

PIB/Capita = PIB per Capita do país

ISG = índice de susceptibilidade geográfica à implantação do modal de hidroaviação

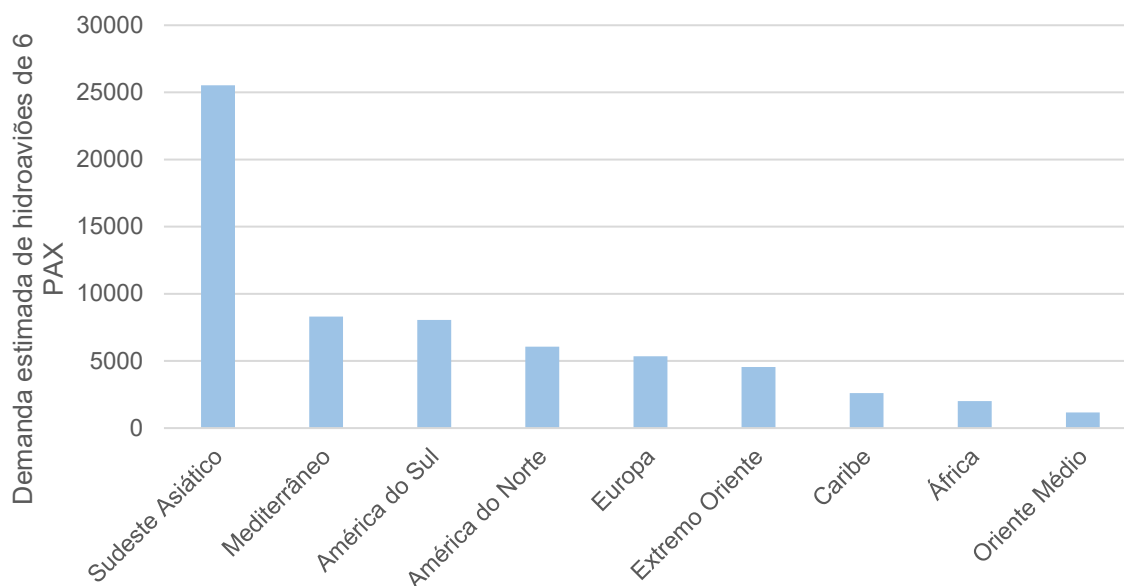
$Q_{amazônia}$ = quantidade de aeronaves necessárias para a operação do modal na Amazônia

Figura 38: Áreas de maior susceptibilidade à aplicação do modal de hidroaviação



O mercado total foi estimado em 60400 aeronaves, sendo que dentro deste, os maiores mercados são Indonésia, Brasil, Estados Unidos, Filipinas e Grécia. A discretização do mercado estimado por região geográfica significativa é feita no Gráfico 46 abaixo:

Gráfico 46: Mercado global de aeronaves de hidroaviação, em aeronaves por região



Finalmente, os valores de frota totais requeridos são retroalimentados no software de geração de aeronaves, porém a alteração de demanda não gera variação significativa na demanda significativa no total de aeronaves requeridas para suprir a demanda de transporte aéreo por hidroaviação na Amazônia (acréscimo de 6 aeronaves em um total de 3699). Em caso de grande variação seria necessário repetir o procedimento até a convergência.

A estimativa total do valor do mercado de produção de aeronaves de hidroaviação elétricas para transporte é da ordem de 10,8 bilhões de dólares (base 2030), multiplicando o valor de venda das aeronaves pela estimativa da quantidade de aeronaves requeridas pelo mercado.

12. Impacto da aplicação de novas tecnologias no transporte de hidroaviação amazônico

As análises de penetração do modal na região amazônica realizadas na Parte I do trabalho serão refeitas agora, utilizando os dados de performance e custos operacionais da melhor aeronave em relação ao custo total por hora de voo de 6 passageiros concebida pelo software de otimização para o ano base 2030, de propulsão totalmente elétrica e construção de fibra de carbono.

12.1 Volume transportado

A aplicação do modal de hidroaviação otimizado faria com que a base total de passageiros potencial transportada aumentasse 1053%, atingindo 66% do volume total de passageiros que seria transportado pelo modal hidroviário e 6,16 milhões de passageiros anuais, em um mercado com valor anual de mais de 1,8 bilhões de reais. Uma série de comparações feitas na seção 5.3 é repetida agora, fazendo a justaposição dos dados originais com as estimativas otimizadas, de modo a apresentar graficamente a vantagem da otimização do modal. Serão apresentados a estimativa de passageiros anuais (Gráfico 47), a penetração do modal por tipo de rota (Gráfico 48) e distância fluvial original (Gráfico 49), os valores anuais estimados de faturamento das rotas de passageiros (Gráfico 50), o RPK estimado (Gráfico 51) e o faturamento total por tipo de transporte (Gráfico 52). É evidente o impacto que a redução no custo operacional gera na penetração do modal, além da disponibilização de 76 milhões de horas produtivas devido à redução dos tempos de jornada fluviais, o que geraria um impacto equivalente a 584 milhões de reais anuais na economia local.

Gráfico 47: Estimativas anuais de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado

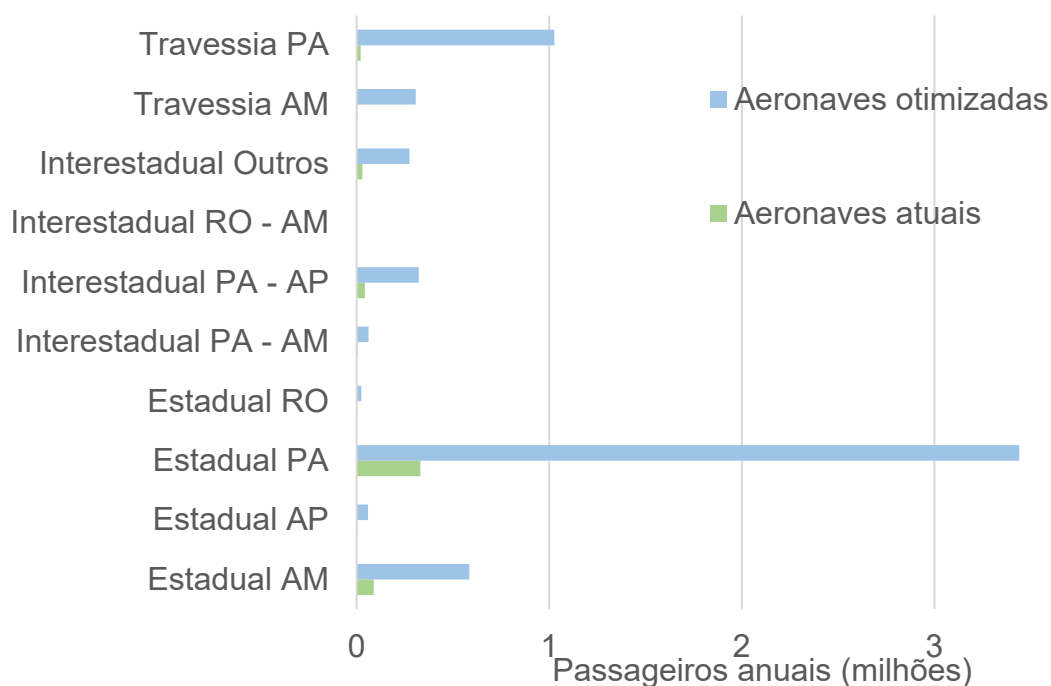


Gráfico 48: Estimativas de penetração do modal de hidroaviação em relação ao modal fluvial na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado

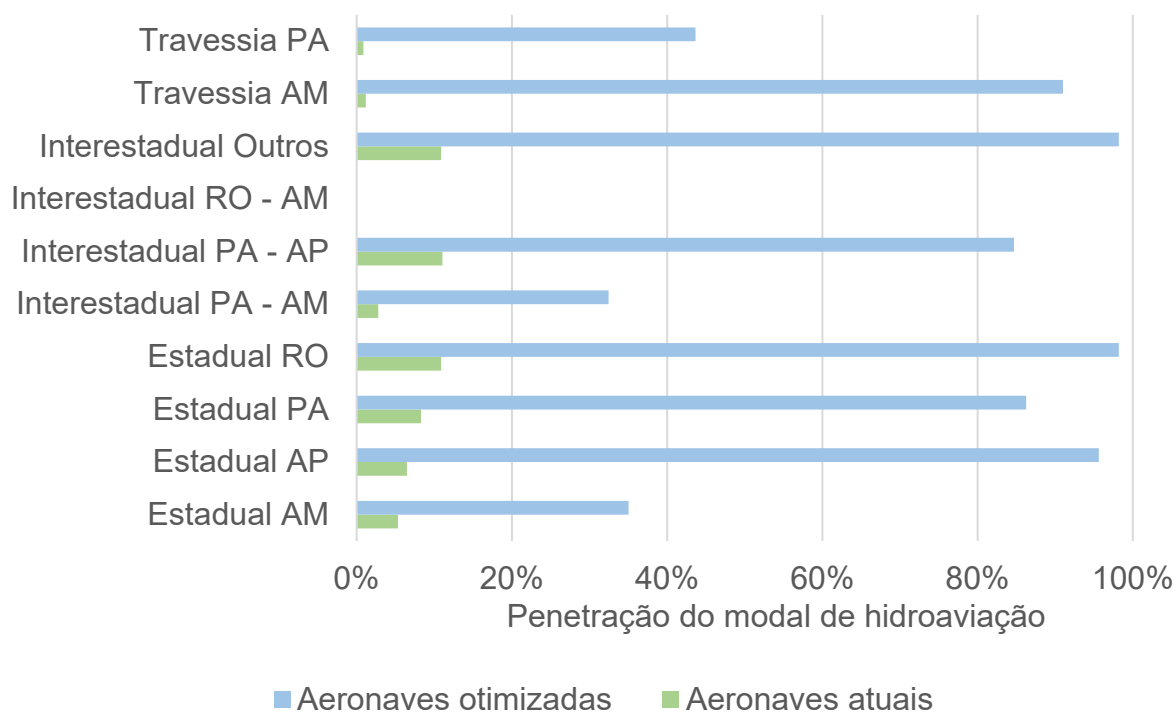


Gráfico 49: Estimativas anuais de penetração do modal de hidroaviação na região amazônica por distância de rota fluvial, para aeronaves com projeto atual e otimizado

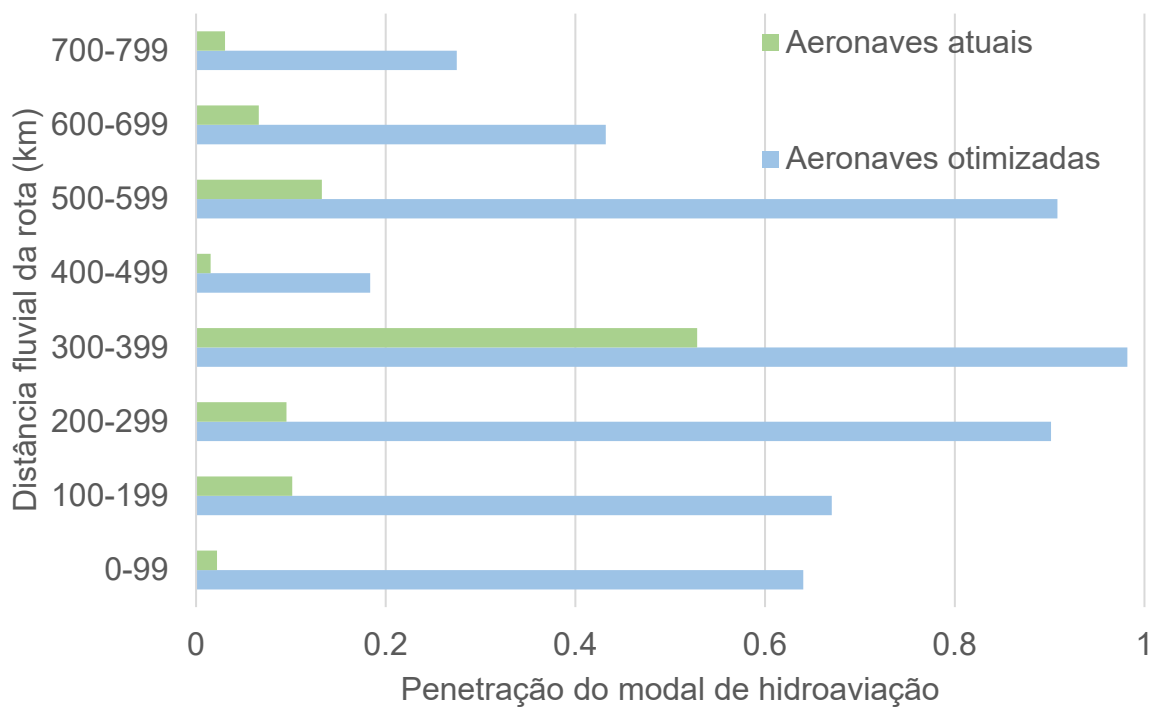


Gráfico 50: Estimativas anuais de valores totais de rotas de passageiros do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado

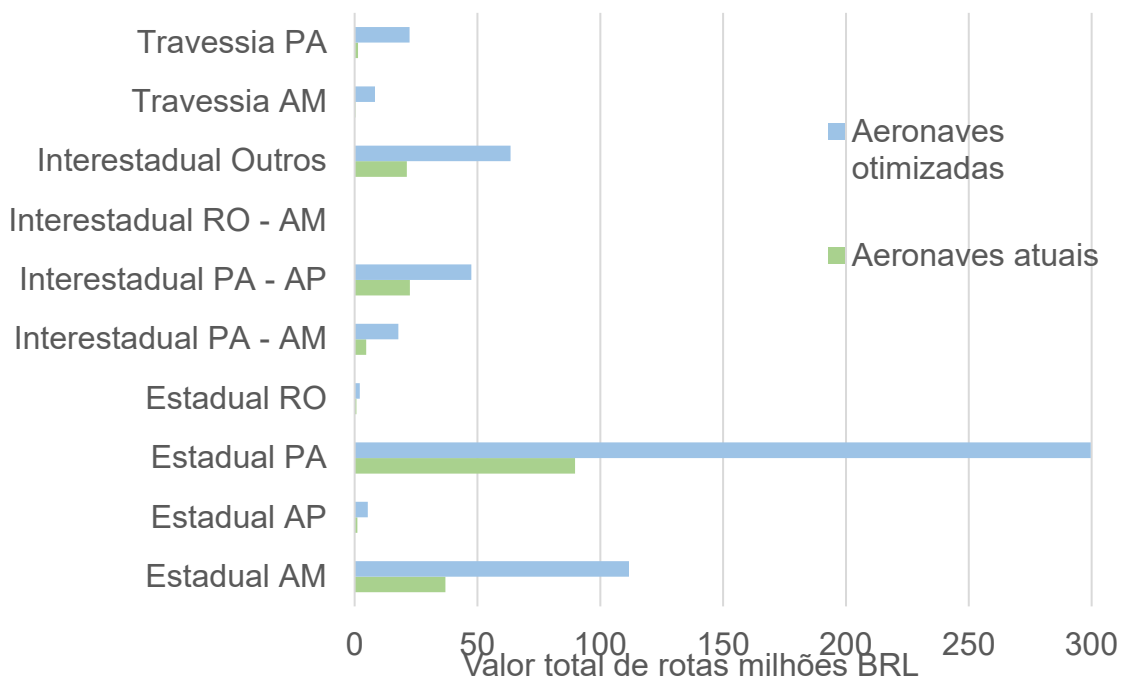


Gráfico 51: Estimativas anuais de RPK do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto atual e otimizado

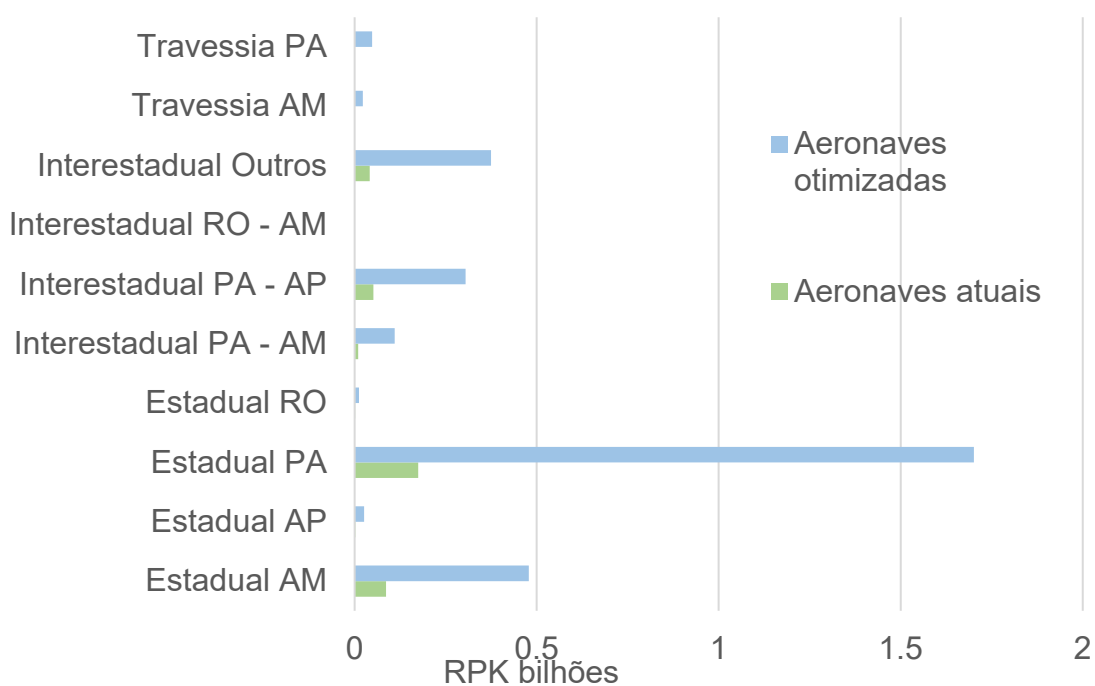
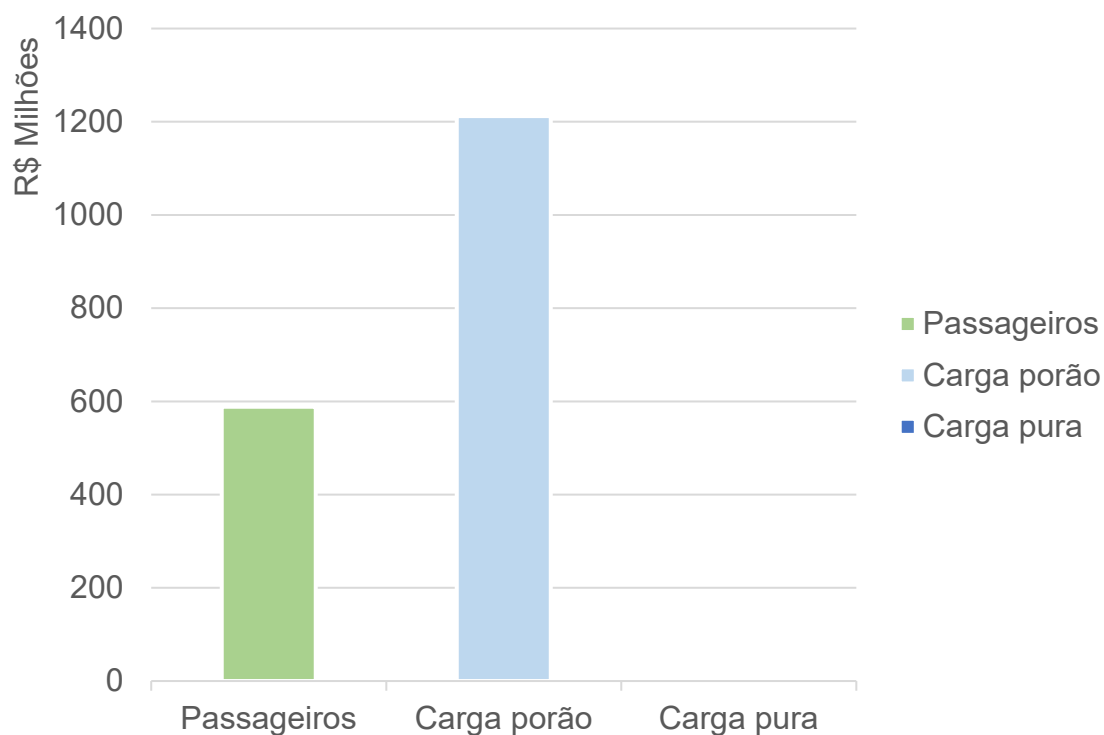


Gráfico 52: Estimativas anuais de faturamento por tipo de serviço do modal de hidroaviação na região amazônica, para aeronaves com projeto otimizado

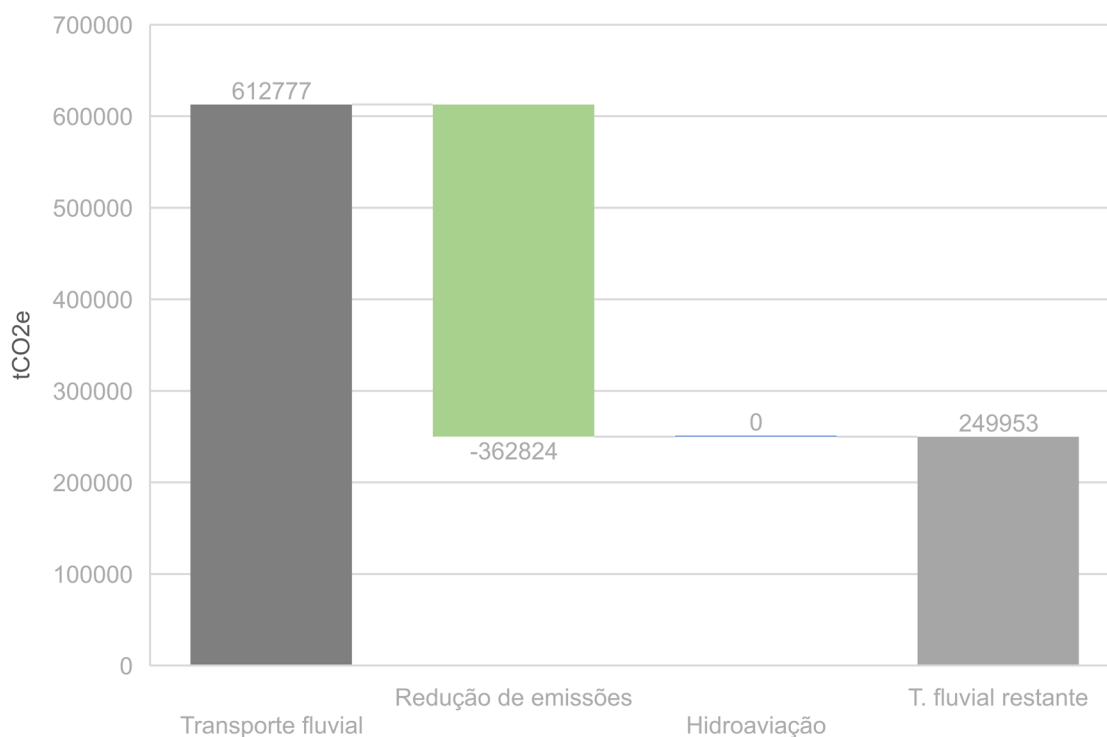


12.2 Emissão de poluentes

Finalmente serão refeitas as estimativas de redução de emissões de poluentes relativas à aplicação do modal de hidroaviação otimizado.

Por se tratar de uma aeronave 100% elétrica, as emissões diretas de gases de efeito estufa oriundas de sua operação são efetivamente zero caso esta seja oriunda de fontes renováveis, então o potencial de redução de emissões é proporcional à substituição do modal hidroviário pelo transporte em hidroaviões. Neste caso, ocorreria uma redução de emissões de 362824 toneladas CO₂e anuais, uma redução de 59,2% do total de emissões, como pode ser verificado no gráfico Gráfico 53.

Gráfico 53: Redução de emissões no transporte de passageiros na Região Norte do Brasil devido ao emprego de hidroaviões elétricos, matriz energética 100% limpa

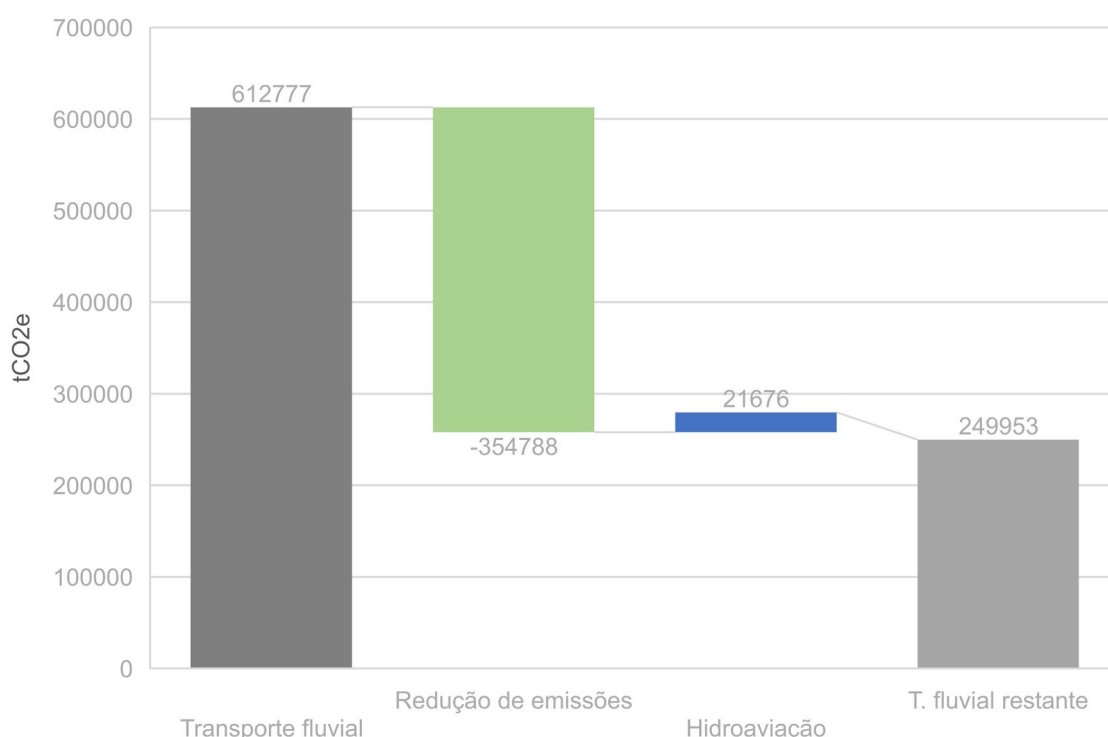


Caso se considere a matriz energética atual da Região Norte, para uma estimativa mais realista da implantação do modal, no caso de margem operativa, uma vez que boa parte da região não está interligada ao SIN (Figura 17) e produz energia oriunda de usinas geradoras locais, normalmente usinas termelétricas a óleo, deve se levar em conta que 40% da geração de energia elétrica é oriunda de fontes fósseis (ONS, 2021). Fazendo uma estimativa de eficiência de conversão de 38% para a geração de energia elétrica a partir do óleo combustível e 45% para o gás natural, considerando ainda uma repartição igual na geração pelas duas fontes e valores

de emissão de gases de efeito estufa disponíveis em bibliografia (EPA, 2014), é obtido um valor de emissões de 0,2125kg CO₂e/kWh de energia consumido na Região Norte do país.

O consumo de energia por “block time” em missão dos hidroaviões otimizados é da ordem de 31,344 kWh/hora. Multiplicados pelas emissões de geração, isto equivale a 6,662 kg CO₂e por hora de voo, o que multiplicado pelo tráfego de todas as linhas dá um total de 21676 toneladas de CO₂ anuais, totalizando em uma redução de emissões CO₂e de -354787 toneladas, ou uma redução de 57,8 % do total de emissões, como demonstrado no Gráfico 54 abaixo.

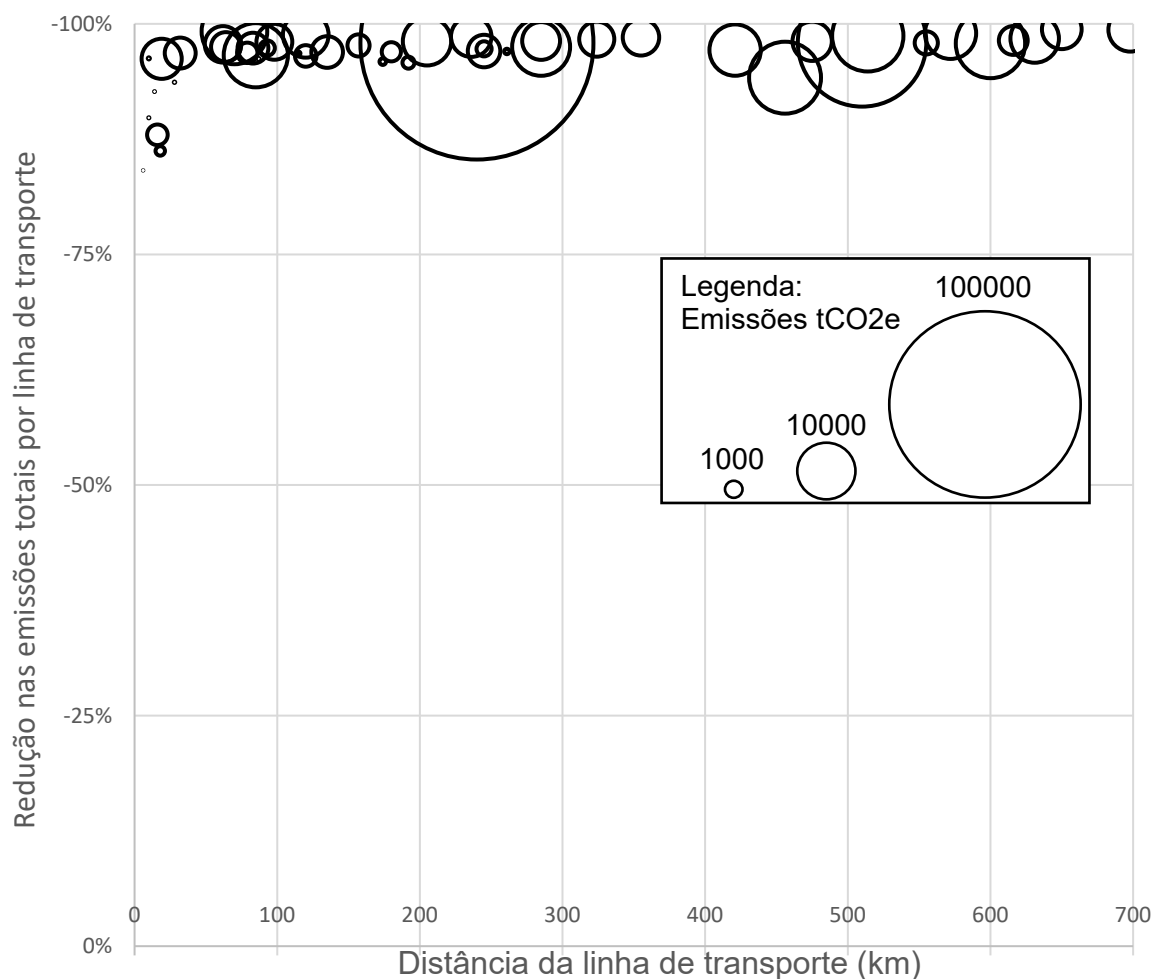
Gráfico 54: Redução de emissões no transporte de passageiros na Região Norte do Brasil devido ao emprego de hidroaviões elétricos, matriz energética atual da Região Norte do Brasil



As reduções de emissões devido ao emprego de hidroaviões elétricos em relação às emissões oriundas do transporte fluvial, e o total de redução por linha está apresentado no Gráfico 55. É visível a ocorrência de uma redução de emissões superior a 80% para todas as aplicações do modal de hidroaviação, e superior a 95% para distâncias maiores que 100km.

O baixo volume de redução de emissões na maioria das rotas abaixo de 35 km é devido à baixa penetração do modal de hidroaviação nestas. Estas rotas, consideradas “de travessia” pela ANTAQ, são de difícil competição para o modal de hidroaviação devido à pequena vantagem de tempo passível de ser obtida com as maiores velocidades do modal devido às curtas distâncias envolvidas.

Gráfico 55: Reduções percentuais e totais de emissões por linha de transporte, em relação à distância percorrida pelo modal fluvial



Como não possuem motores de combustão interna, as aeronaves não emitem CO₂, N₂O ou CH₄. Também não há emissão de chumbo adicionado ao combustível. A poluição sonora gerada pelas aeronaves tende a ser inferior, uma vez que o motor a combustão é a principal fonte de ruído de uma aeronave. A quantidade de lubrificantes utilizada pelas aeronaves é mínima em relação às aeronaves a combustão interna e estes ficariam em compartimentos isolados do meio devido ao requerimento de resistência a água para motorização e partes elétricas de uma aeronave que opera a partir da superfície da água, mitigando assim o risco e impacto ambiental da operação do modal.

13. Conclusão

O transporte de hidroaviação se mostra hoje uma alternativa viável à uma parcela significativa do transporte hidroviário na região amazônica, sendo que a operação do modal pode ser introduzida imediatamente de maneira financeiramente viável em uma parcela significativa das linhas de transporte identificadas, com impactos diretos para a dinamização econômica da região e da redução de emissões de gases estufa.

Porém a base de passageiros passível de ser transportada pelo modal poderia ser multiplicada por 10, caso fossem utilizadas aeronaves concebidas com o uso do estado da arte de tecnologias construtivas e de motorização, devido à redução nos custos operacionais das aeronaves.

De um ponto de vista ambiental, a implementação do modal poderia reduzir em quase 60% as emissões de gases de efeito estufa do transporte de passageiros regional, a emissão de poluentes nos rios e na atmosfera, gerando um impacto positivo na qualidade de vida da população e no meio ambiente.

O impacto mais significativo da implementação do modal, que não pode ser mensurado ou estimado de maneira direta, é facilitar a introdução de técnicas, produtos e mão de obra qualificada nas regiões mais periféricas do país, possibilitando a alavancagem do potencial regional e uma alternativa de desenvolvimento ao extrativismo e conversão da região em um deserto de pastos e monoculturas.

A influência dos modais de transporte no desenvolvimento econômico e social é evidenciada historicamente pela extensão das áreas de influência dos reinos, nações, impérios e países, de acordo com a disponibilidade dos transportes disponíveis no momento histórico geográfico de sua criação. De assentamentos e cidades-estados na idade do bronze, que dispunham apenas do meio de transporte primário a pé, às primeiras civilizações na Anatólia e no Levante, que começavam a projetar sua influência a regiões mais distantes com a domesticação do cavalo, e mais além com a roda, das vias carroçáveis e galeras dos primeiros grandes impérios da antiguidade, às naus e galeões dos impérios navais da Idade Moderna, aos estados-nação continentais integrados por trilhos e pelo motor a vapor no século XIX, até a decadência das hinterlândias e cidades intermediárias transformadas em “flyover country” pela aviação a jato, rodovias segregadas e trens de alta velocidade, é inegável o impacto dos transportes no desenvolvimento econômico e social dos espaços onde se inserem.

Desta maneira, não impressiona o fato de que uma região que tenha um meio de transporte principal lento e eficiente em grandes escalas e volumes, o modal fluvial, favoreça um

desenvolvimento econômico que maximize o potencial logístico presente, através de produtos da exploração de grandes volumes de produção e baixo valor agregado, como soja, madeira e minérios. Para possibilitar a inserção de atividades de maior valor agregado e menor potencial destrutivo na região, é necessário subverter a logística implantada e inserir um vetor de transporte adequado ao tipo de desenvolvimento desejado, e dadas as particularidades da região, o modal de hidroaviação seria o melhor candidato para cumprir este papel.

A produção do modal para uso local e exportação também representa uma grande oportunidade de um ponto de vista econômico para a região, já que apesar de ser um dos maiores mercados estimados, esta corresponde a apenas 6 % da demanda global contabilizada. Assim, a produção das aeronaves representa um grande potencial de ingresso de divisas externas na região, que poderiam vir a contribuir para o início de um ciclo de desenvolvimento sustentado e uma diversificação econômica bastante desejada.

Em outros aspectos, da mesma maneira que os hidroaviões se mostraram capazes de competir de maneira viável com o transporte fluvial estabelecido, outras aplicações de transportes de passageiros de baixas velocidades podem ser mostradas passíveis de substituição por modais aeronáuticos otimizados. Um exemplo direto de aplicação de aeronaves, seguindo as mesmas premissas de configuração estudadas neste trabalho, é a implantação de um modal aeronáutico em regiões montanhosas, como no Himalaia e nos Andes, onde pares e cidade distantes menos de 300km em linha reta estão frequentemente a mais de 10 horas de transporte rodoviário de distância uma das outras, em uma solução logística bem mais custosa e poluente que o transporte fluvial, e portanto ainda mais apta a substituição por modais eficientes. Outra ligação com grande volume de tráfego possível é entre cidades do litoral brasileiro margeando a Serra do Mar ou entre estas e cidades no planalto interior, novamente devido às baixas velocidades de transporte, grandes custos e alto volume de tráfego.

As análises do trabalho se atentaram apenas a aplicações de transporte de passageiros, principalmente devido à possibilidade de quantização do mercado devido pela metodologia desenvolvida. Porém existem diversas missões com volumes de demanda expressivos que não foram considerados, como transporte pessoal, evacuação aeromédica, projeção estatal (polícia, patrulha de fronteiras, agências públicas), correio aéreo e busca e salvamento (SAR), que podem suplementar o mercado de transporte de maneira expressiva. Em relação às categorias de aeronaves, o foco das análises foi dado nos hidroaviões para 6 pessoas, porém existe um grande potencial nas outras categorias, já explorado (LSA), ou não (categorias inferiores).

Finalmente, espera-se que este trabalho sirva como embasamento para a implementação operacional do modal de hidroaviação, e que a metodologia desenvolvida seja empregada na avaliação de viabilidade de outras aplicações.

14. Bibliografia

- ACPM. Tabela de Preço. **Aeroclube de Pará de Minas**, 27 abr. 2020. Disponível em: <<https://www.aeroclubeparademinas.com.br/tabela.html>>.
- AIR CORSICA. **DECLARATION DE PERFORMANCE EXTRA-FINANCIERE 2018 AIR CORSICA**. Air Corsica. Ajaccio. 2019.
- ALAMINO, C. A. R. A. C. **O CATALINA NO BRASIL**. Rio de Janeiro: INSTITUTO HISTÓRICO-CULTURAL DA AERONÁUTICA, 2015.
- ALEXANDER, D. E. **Nature's Flyers: Birds, Insects, and the Biomechanics of Flight**. 1st. ed. Baltimore: The Johns Hopkins University Press, 2002.
- AMAZON. BlueCosmo IsatHub Portable Satellite Hotspot. **Amazon.com**, 07 mar. 2019. Disponível em: <<https://www.amazon.com/BlueCosmo-IsatHub-Portable-Satellite-Hotspot/dp/B000MBBDV8>>.
- ANAC. **Regulamento Brasileiro de Aviação Civil**. Agência Nacional de Aviação Civil. Brasília, p. 30. 2018.
- ANAC. **Dados Estatísticos**. Brasília. 2020.
- ANP. Sistema de Levantamento de Preços. **Agência Nacional do Petróleo**, 2020. Disponível em: <<http://preco.anp.gov.br/>>.
- ANTAQ / UFPA. **CARACTERIZAÇÃO DA OFERTA E DA DEMANDA DO TRANSPORTE FLUVIAL DE PASSAGEIROS E CARGAS NA BACIA AMAZÔNICA**. Brasília. 2018.
- ANTAQ. **Pesquisa de Satisfação dos Usuários do Serviço de Transporte Longitudinal de Passageiros e Misto (Passageiros e Cargas) na Navegação Interior da Região Amazônica**. Brasília. 2015.
- ANTAQ. **Caracterização da Oferta e da Demanda do Transporte Fluvial de Passageiros e Cargas na Região Amazônica: Relatório Executivo**. Brasília. 2017.
- ANTAQ. Anuário ANTAQ. **Agência Nacional de Transportes Aquáticos**, Brasília, 6 jan. 2021. Disponível em: <<http://web.antaq.gov.br/ANUARIO/>>.
- ANTAQ/UFPA. **CARACTERIZAÇÃO DA OFERTA E DA DEMANDA DO TRANSPORTE FLUVIAL DE PASSAGEIROS E CARGAS NA REGIÃO AMAZÔNICA**. Belém. 2018.
- APER. Barème d'éco-contribution 2019 2020 2021. **L'Association pour la plaisance éco-responsable**, 2018. Disponível em: <<https://www.recyclermonbateau.fr/wp-content/uploads/2020/07/baremes-EC-2019-2020-2021.pdf>>. Acesso em: 05 dez. 2029.
- AUSTIN MAIR, W.; BIRDSALL, D. L. **Aircraft Performance**. Cambridge: Cambridge University Press, 2003.
- BALLOU, R. H. **Gerenciamento de Cadeia de Suprimentos / Logística Empresarial**. Tradução de Raul Rubenich. 5. ed. Porto Alegre: Bookman, 2006.
- BANCO MUNDIAL. GDP per capita (current US\$) - Greece. **World Bank Data**, 04 maio 2020. Disponível em: <<https://data.worldbank.org/indicator/NY.GDP.PCAP.CD?locations=GR>>.
- BEASLEY. **Daedalus - Last Dryden flight**. Edwards: [s.n.], 1988.
- BECKER, B. **A Urbe Amazônida**. Rio de Janeiro: Garamond, 2013.
- BERCKMANS, G. et al. Cost Projection of State of the Art Lithium-Ion Batteries for Electric Vehicles Up to 2030. **Energies**, v. 10, n. 1314, 2017.
- BESANÇON, G. Le premier Aéroplane marin. **l'Aérophile**, 1 September 1910. 400-401. Disponível em: <<http://gallica.bnf.fr/ark:/12148/bpt6k65639070/f403.image>>. Acesso em: 28 November 2017.
- BITRE. **Transport Elasticities Database**. Canberra. 2019.

- BOITO, M. et al. **Metrics to Compare Aircraft Operating and Support Costs in the Department of Defense**. Santa Monica. 2015.
- BRASIL, R. M. L. R.; DA SILVA, M. A. **Otimização de Projetos de Engenharia**. São Paulo: Blucher, 2019.
- BRELJE, B. J. et al. **Flexible Formulation of Spatial Integration Constraints in Aerodynamic Shape Optimization**. AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego: AIAA. 2019.
- CAESAR, G. São Paulo abriga 1/3 das salas de cinema do país. **G1**, São Paulo, 03 nov. 2017. Disponível em: <<https://g1.globo.com/pop-arte/cinema/noticia/sao-paulo-abriga-13-das-salas-de-cinema-do-pais.ghtml>>.
- COMANDO DA 12ª REGIÃO MILITAR. **PREGÃO ELETRÔNICO Nº 05/2016**. Manaus. 2016.
- CONFEDERAÇÃO NACIONAL DOS TRANSPORTES. **Boletim Estatístico CNT - Janeiro 2019**. Confederação Nacional dos Transportes. Brasília. 2019.
- CORREIOS. Preços e Prazos. **Correios**, 2021. Disponível em: <<http://www2.correios.com.br/sistemas/precosPrazos/>>. Acesso em: 05 jan. 2021.
- CURRAN R, R. S. P. M. Review of aerospace engineering cost modelling: The genetic causal approach. **Progress in Aerospace Sciences**, p. 487-534, 2004.
- DATASUS. Quantidade por Tipo de Estabelecimento segundo Região/Unidade da Federação, 31 out. 2020. Disponível em: <<http://tabnet.datasus.gov.br/cgi/tabcgi.exe?cnes/cnv/estabbr.def>>. Acesso em: 3 dez. 2020.
- DE PAULA, D. L. M. et al. Saneamento nas embarcações fluviais de passageiros na Amazônia: uma análise de risco ao meio ambiente e à saúde por meio da lógica fuzzy. **Eng. Sanit. Ambient.**, v. 24, n. 2, p. 283-294, 2019. Disponível em: <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1413-41522019000200283&lng=en&nrm=iso>.
- DENANTE, M. et al. **EASA.2007.C16 Study on Helicopter Ditching and Crashworthiness**. Marignane: EASA, 2007. Disponível em: <<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASAFinalreport.pdf>>. Acesso em: 11 mar. 2019.
- DEPREE, C. **Potential impacts of emissions from outboard motors on the aquatic environment: a literature review**. National Institute of Water and Atmospheric Research. Hamilton. 2007. (HAM2007-026).
- DIEESE. Características da Família Paulista. **Departamento intersindical de estatística e estudos socioeconômicos**, 04 maio 2020. Disponível em: <<https://www.dieese.org.br/metodologia/pof2.xml>>.
- DIRETORIA DE PORTOS E COSTAS. **Glossário de Termos Técnicos para a Construção Naval**. Rio de Janeiro: Ministério da Marinha, 1974.
- DIRETORIA DE PORTOS E COSTAS. **Marinha do Brasil - Embarcações**. Brasília. 2020.
- EASTLAKE, C. N.; BLACKWELL, H. W. **Cost Estimating Software for General Aviation Aircraft Design**. 2000 Annual Conference. St. Louis: ASEE. 2000. p. 5.173.1-5.173.7.
- EBAA. **Business Aviation in Europe: State of the Industry 2015**. Bruxelles. 2015.
- EMPRESA DE PESQUISAS ENERGÉTICAS. **Sistema Interligado Nacional**. Curitiba. 2016.
- EPA. **Emission Factors for Greenhouse Gas Inventories**. [S.l.]. 2014.
- ESHELBY, M. E. **Aircraft Performance: Theory and Practice**. Reston: AIAA, 2000.
- ESPANHA. **Real Decreto 1316/2001, de 30 de noviembre, por el que se regula la bonificación en las tarifas de los servicios regulares de transporte aéreo y marítimo para los residentes en las Comunidades Autónomas de Canarias y las Illes Balears**. Gobierno de España. Madrid. 2001. (BOE-A-2001-23786).
- FAA. **General Aviation and Part 135 Activity Surveys - CY 2019**. Washington. 2020.

- FABRE, H. **Hidravion**. Le Bourget: [s.n.], 1910. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Canard_fabre_1911.jpg?uselang=fr>. Acesso em: 28 Novembro 2017. Aeronave preservada no Musée de l'Air et de l'Espace, foto de autor desconhecida preservada no Musée de Biscarrosse.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Order 1810.3 Cost Estimation Policy and Procedures**. [S.l.]: [s.n.], 1984.
- FERREIRA, A. B. D. H. **Novo Aurélio Século XXI: O Dicionário da Língua Portuguesa**. 3a. ed. Rio de Janeiro: Nova Fronteira, 1999. 1042 p.
- FIGUEIRA, A. D. O. **Entrevista com proprietário de embarcação**. [S.l.]: [s.n.], 2020.
- FLUGKERT2, W. U. Lisa Akoya - Wikipedia. **Wikipedia**, 2012. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/LISA_Akoya#/media/File:Lisaakoya.jpg>.
- FMI. World Economic Outlook, October 2020. **IMF Datamapper**, 2020. Disponível em: <<https://www.imf.org/external/datamapper/NGDPDPC@WEO/AZE>>. Acesso em: 15 jan. 2021.
- FORT LANGLEY AIR. Float Plane Training. **Fort Langley Air**, 03 maio 2020. Disponível em: <<https://fortlangleyair.com/float-training/>>.
- FRANCEINFO. Gratuité de la déconstruction des bateaux à partir de janvier 2019. **JT 19/20 France 3 Bretagne**, Brest, 23 dez. 2018. Disponível em: <<https://france3-regions.francetvinfo.fr/bretagne/gratuite-deconstruction-bateaux-partir-janvier-2019-1591737.html>>.
- GESET3/AI. **Transportes na Amazônia**. Rio de Janeiro. 1998.
- GIDLOW, G. A. Lead toxicity. **Occupational Medicine**, Oxford, v. 54, n. 2, p. 76-81, mar. 2004.
- GILLMER, T. C.; JOHSON, B. **Introduction to Naval Architecture**. London: E. & F. N. SPON, 1982.
- GOLDIE-SCOT, L. **A Behind the Scenes Take on Lithium-ion Battery Prices**. BNEF. New York. 2019.
- GOVERNMENT OF PERU; ORGANIZATION OF AMERICAN STATES; UNITED NATIONS ENVIRONMENT PROGRAMME. Chapter 14 - Transportation in the humid tropics. In: _____ **Minimum Conflict: Guidelines for Planning the Use of American Humid Tropic Environments**. Washington D.C.: Organization of American States, 1987.
- GOVERNO DO ESTADO DO AMAZONAS. **Edital 876/2019**. Manaus. 2019.
- GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.
- HESS, R. W.; ROMANOFF, H. P. **Aircraft Airframe Cost Estimating Relationships: All Mission Types**. Santa Monica. 1987.
- HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. **Aerodynamics for Engineering Students**. 5. ed. Burlington: Butterworth-Heinemann, 2010.
- HUGLI JR., W. C.; AXT, W. C. **Hydrodynamic investigation of a series of hull models suitable for small flying boats and amphibians**. NACA. [S.l.]. 1951.
- IBGE. **Censo Demográfico 2010 - Educação - Resultados da Amostra - Tabela 1.1.19**. Rio de Janeiro. 2011.
- IBGE. Sistema de Contas Regionais: Brasil 2017. **Contas Nacionais n. 68**, 2018. 1-12. Disponível em: <https://biblioteca.ibge.gov.br/visualizacao/livros/liv101679_informativo.pdf>. Acesso em: 04 maio 2020.
- IBGE. **ESTIMATIVAS DA POPULAÇÃO RESIDENTE NOS MUNICÍPIOS BRASILEIROS COM DATA DE REFERÊNCIA EM 1º DE JULHO DE 2019**. [S.l.]. 2019.
- IBGE. **Pesquisa de Orçamentos Familiares 2017-2018**. Brasília. 2019.

- ICAO. **Airline Operating Costs and Productivity**. International Civil Aviation Organization. Tehran. 2017.
- ILIOPOULOU, C.; KEPAPTSOGLU, K.; KARLAFTIS, M. G. Route planning for a seaplane service: The case of the Greek Islands. **Computers & Operations Research**, Athens, p. 66-77, 2015.
- INFRAERO. **Tarifa de preços de concessão**. Empresa Brasileira da Infraestrutura Aeroportuária. Brasília. 2016.
- JACKSON, P.; MUNSON, K.; PEACOCK, L. **Jane's All the Worlds Aircraft 2004-2005**. Surrey: Jane's Information Group Limited, 2004.
- JACOBS, J. **The Economy of Cities**. New York: Random House, 1969.
- JAMELE. **Entrevista pessoal com Jamele, comandante da embarcação Asa Branca**. [S.l.]: [s.n.], 2020.
- LANGLEY, S. P. **Aerodrome**. Rio Potomac: [s.n.], 1903. Disponível em: <http://www.centennialofflight.net/essay/Prehistory/Last_Decade/PH5G8.htm>. Acesso em: 28 Novembro 2017. Preservado no Smithsonian Museum of Aviation, Washington, DC, EUA - Foto de Gary Bradshaw.
- LINDSTAD, H.; ASBJØRNSLETTA, B. E.; STRØMMANA, A. H. The importance of economies of scale for reductions in greenhouse gas emissions from shipping. **Energy Policy**, p. 386-398, July 2012. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0301421512002820>>. Acesso em: 5 jan. 2021.
- LYU, Z.; KENWAY, G. K. W.; MARTINS, J. R. R. A. Aerodynamic Shape Optimization Investigations of the Common Research Model Wing Benchmark. **American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal**, 2014.
- MAURICE, L. Q. E. A. Mobile Combustion: Water-borne navigation. In: CHANGE, I. P. O. C. **2006 IPCC Guidelines for National Greenhouse Gas Inventories Volume 2 Energy**. Geneva: International Panel on Climate Change, 2006. p. 3.47-3.56.
- MCDOUGALL, G. S.; CHO, D. W. Estimating Practical Maximum Flight Hours for General Aviation Turboprop and Jet Aircraft. **Transportation Research Record 1214**, p. 52-55, 1989. Disponível em: <<http://onlinepubs.trb.org/Onlinepubs/trr/1989/1214/1214-007.pdf>>. Acesso em: 27 dez. 2020.
- METHRIC. **FINE™/Marine's flow solver (ISIS-CFD)**. Nantes. 2018.
- MINC. **Cultura em Números, 2a Edição**. Brasília. 2010.
- MINISTÉRIO DA CIDADANIA / SECRETARIA ESPECIAL DA CULTURA. Meta 31 – Municípios brasileiros com algum tipo de instituição ou equipamento cultural, entre museu, teatro ou sala de espetáculo, arquivo público ou centro de documentação, cinema e centro cultural. **Plano Nacional de Cultura**, 2019. Disponível em: <<http://pnc.cultura.gov.br/2017/07/28/meta-31/>>.
- MINISTÉRIO DA INFRAESTRUTURA. **Mapa Rodoviário Federal Brasileiro**. Brasília: [s.n.], 2019. Disponível em: <https://www.infraestrutura.gov.br/images/2019/Documentos/08-Mapa_Rodovi%C3%A1rio_Federal.pdf>. Acesso em: 25 abr. 2020.
- MIT. Airline Data Project. **Global Airline Industry Program**, 20 nov. 2019. Disponível em: <<http://web.mit.edu/airlinedata/www/default.html>>.
- MOLL, N. Bulk of Starship fleet headed to incinerator. **AINonline**, Midland Park, New Jersey, 28 jul. 2008. Disponível em: <<https://www.ainonline.com/aviation-news/aviation-international-news/2008-07-28/bulk-starship-fleet-headed-incinerator>>. Acesso em: 5 jan. 2020.
- MOLLAND, A. F.; TURNOCK, S. R.; A., H. D. **Ship resistance and Propulsion: Practical Estimation of Ship Propulsive Power**. Cambridge: Cambridge University Press, 2011.
- MUSEU TAM. **Exposição Avião Jahu**. São Carlos: [s.n.], 2010.

- OLMER, N. et al. **GREENHOUSE GAS EMISSIONS FROM GLOBAL SHIPPING, 2013–2015**. Washington. 2017.
- ONS. Energia Agora: Carga e Geração. **Operador Nacional do Sistema Elétrico**, 2021. ISSN <http://www.ons.org.br/paginas/energia-agora/carga-e-geracao>. Acesso em: 21 jan. 2021.
- PARK, W. J.; GU, H. M.; LEE, S. H.. Blood lead level and types of aviation fuel in aircraft maintenance crew. **Aviation, Space and Environmental Medicine**, v. 84, n. 10, p. 1087-1091, out. 2013. ISSN PMID: 24261063.
- PARKINSON, J. B. et al. **Aerodynamic and hydrodynamic tests of a family of models of flying-boat hulls derived from a streamline body NACA Model 84 series**. National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Field, Va. - EUA. 1943.
- PENMAN, J. et al. **2006 IPCC Guidelines for National Greenhouse Gas Inventories**. Geneva. 2006.
- PORTOGENTE. Cabotagem é impactada pela forte estiagem. **Portogente**, 18 out. 2018. Disponível em: <<https://portogente.com.br/noticias/transporte-logistica/113346-cabotagem-e-impactada-pela-forte-estiagem>>.
- QIU, L.; SONG, W. Efficient Decoupled Hydrodynamic and Aerodynamic Analysis of Amphibious Aircraft Water Takeoff Process. **Journal of Aircraft**, v. 50, n. 5, September-October 2013. ISSN 1369-1379.
- QUEIROZ, K. D. O. **OS FLUXOS DAS LANCHAS AJATO NO RIO SOLIMÕES NO AMAZONAS**. XIII ENANPEGE. São Paulo: ANPEGE. 2019.
- RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A conceptual approach**. Washington, DC: AIAA, 1989.
- RIBEIRO, D. **Entrevista com proprietário de embarcação**. [S.l.]: [s.n.], 2020.
- RIPSA. **INDICADORES BÁSICOS PARA A SAÚDE NO BRASIL: CONCEITOS E APLICAÇÕES**. Brasília: Organização Pan-Americana da Saúde, 2008. Disponível em: <<http://tabnet.datasus.gov.br/tabdata/livroidb/2ed/indicadores.pdf>>. Acesso em: 26 abr. 2020.
- ROBERT, A. A. **Costs of Flying Units in Air Force Active and Reserve Components**. Santa Monica. 2013.
- ROCHA, J. **Entrevista com proprietário de embarcação**. [S.l.]: [s.n.], 2020.
- RODRIGUES, E. R. **Logística de Baixo Carbono: Avaliação da Eficiência do Modal de Cabotagem no Transporte de Longa Distância**. São Paulo: Universidade de São Paulo, USP, 2019.
- RYAN SEAPLANES. Pricing. **Ryan Seaplanes**, 03 maio 2020. Disponível em: <<http://www.ryanseaplanes.com/prices.htm>>.
- SCODA, R. **Visita guiada à Edra Aeronáutica**. Itirapina. 2011. Informação pessoal.
- SEAPLANE SCENICS. Flight Training. **Seaplane Scenics**, 03 maio 2020. Disponível em: <<https://www.seaplanescenics.com/flight-training>>.
- SEEG. SISTEMA DE ESTIMATIVA DE EMISSÕES DE GASES DE EFEITO ESTUFA, São Paulo, 5 jan. 2021. Disponível em: <<http://plataforma.seeg.eco.br/map>>.
- SLYOZKIN, A. et al. An experimental investigation into the hydrodynamic drag reduction. **Ocean Engineering**, p. 105-120, 2014.
- SMYTH, M.; PEARCE, B. **IATA Economics Breifing No. 9: Air Travel Demand**. International air Transport Association. Montreal. 2018.
- SNA E SNEA. **CONVENÇÃO COLETIVA DE TRABALHO AVIAÇÃO REGULAR**. Sindicato Nacional dos Aeroviários e Sindicato Nacional das Empresas Aeroviárias. São Paulo. 2019.
- SOARES-FILHO, B. S. et al. Nexos entre as Dimensões Socioeconômicas e o Desmatamento na Amazônia: A Caminho de um Modelo Integrado. In: BATISTELLA, M.; MORAN, E. F.; ALVES, D. S. **Amazônia: Natureza e Sociedade em Transformação**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2008. p. 181-217.

- SORENSEN, T. C.; KENNEDY, J. F. **Address at Rice University on the Nation's Space Effort**. Houston: [s.n.], 1962.
- STINTON, D. **The Design of the Aeroplane**. Oxford: Blackwell Science, 1997.
- TAYLOR, J. W. R.; MUNSON, K. **Jane's All the Worlds Aircraft 1983-84**. London: Jane's Publishing Company Limited, 1983.
- THE SOCIETY OF NAVAL ARCHITECTS AND MARINE ENGINEERS. **Ship Design and Construction**. [S.l.]: [s.n.], 2003.
- TORENBEEK, E. **Synthesis of Subsonic Airplane Design**. Dordrecht: Delft University Press, 1982.
- TRANCOSSI, M. What price of speed? A critical revision through constructal optimization of transport modes. **International Journal of Energy and Environmental Engineering**, p. 7:425-448, 2016.
- VIVO. Vivo Controle. **Vivo**, 07 mar. 2019. Disponível em: <<https://celular.vivo.com.br/planos/controle/#planos>>.
- VIVO. Cobertura. **Vivo**, 23 dez. 2020. Disponível em: <<https://www.vivo.com.br/para-voce/por-que-vivo/qualidade/cobertura>>.
- VOLCKENS, J. et al. Emissions profile from new and in-use handheld, 2-stroke engines. **Atmospheric Environment**, v. 41, n. 3, p. 640–649, 2007.
- WHITTLE, F. 347206, 1930.
- WRIGHT, D.
request for issuance of a new certificate of Conformity – Initial application for MY2017 Model 3 - Touring. Tesla. Ann Arbo. 2017.
- XE.COM. XE Currency Converter. **XE.com**, 30 nov. 2019. Disponível em: <<https://www.xe.com/pt/currencyconverter/convert/?Amount=1&From=USD&To=BRL>>.

Apêndice I - Aeronaves recenseadas na base paramétrica

Fonte	Fabricante	Modelo
Jane's 04	Warrior	Centaur
<u>Lisa Airplanes website</u>	Lisa Airplanes	Akoya
<u>Avic website</u>	AVIC	AG600
Jane's 04	Avia-Accord	201
<u>Flygfabriken website</u>	Flygfabriken	LN-3 Seagull
Jane's 04	Chernov	Che-25
Jane's 04	Aero-Volga	L-6M
Jane's 04	Aero-Volga	L-6A
Jane's 84	Siai-Marchetti	S.700 Cormorano
Jane's 84	De Havilland Canada	DHC-2
Jane's 84	Dornier	Seastar
Jane's 04	Beriev	Be-200
Jane's 84	Grumman/Resorts International	G-111 Albatross
Jane's 84	Dornier	Do 24TT
<u>Airvectors.net</u>	Harbin	SH-5
Jane's 04	SG	Sea Storm Z4
<u>Avic website</u>	AVIC	HO300
Jane's 84	Lake	LA-250 Renegade
Jane's 84	Lake	LA-4-200
Jane's 84	Meadowlark	Meadowlark
Jane's 04	Seastar	Seastar
Jane's 04	Aviat	Husky A-1
Jane's 04	Seastar	Seastar
Jane's 84	Cessna	Skyhawk float
Jane's 84	Cessna	Skyhawk II float
Jane's 84	Cessna	Skywagon floatplane
Jane's 84	Cessna	Skywagon amphibian
Jane's 84	Beriev	Beriev Be-12
Jane's 04	Found	FBA-2C Bush Hawk
Jane's 04	Gidroplan	Che-22 Korvet
Jane's 04	Gidroplan	Che-22 Korvet
Jane's 04	Gidroplan	Che-22 Korvet
Jane's 84	Equator	P-420 Twin
Jane's 84	WSZ-PZL	PZL-104 Wilga CAP Model 3000E
Jane's 84	Equator	P-450
Jane's 84	Equator	P-400 RG
Jane's 84	Arctic Aircraft	S1B2 Actic Tern
Jane's 84	Equator	P-350 RG
Jane's 84	Ultraflight	Lazair
Jane's 84	Equator	P-550

Fonte	Fabricante	Modelo
Jane's 84	Equator	P-300 RG
Jane's 04	Bombardier	CL-415
Jane's 84	Canadair	CL-215
Jane's 84	Smith	FSRW
<u>ShinMaywa website</u>	Shin Meiwa	US-2
Jane's 04	Aeroprakt	Aeroprakt-24 Viking
Jane's 04	Aeroprakt	Aeroprakt-24 Twin Viking
Jane's 84	Shin Meiwa	US-1A
Jane's 04	Aero-Volga	LA-8
Jane's 84	Anderson	EA-1 Kingfisher
<u>Nordic website</u>	Nordic Aircraft	Omsider
Jane's 84	Seawind	Seawind
Jane's 84	Avalon	Canso
Jane's 84	Avalon	Turbo-Canso
Jane's 84	IAC	TA16 Seafire
Jane's 04	Seawind	Seawind 300C
Jane's 04	Khrunichev	T-411P AIST
Jane's 84	Spencer	Air Car Sr. Model S-12-E
Jane's 04	Sherpa	Sherpa K-300 Floatplane
Jane's 84	Volmer	VJ-22 Sportsman
Jane's 84	Aerocar	Super-Coot Model A
Jane's 04	SG	Sea Storm Z2
<u>Icon Aircraft</u>	Icon Aircraft	A5
Jane's 84	Diehl	XTC Hydrolight
Jane's 84	Spencer	Air Car Jr.
Jane's 04	Cessna	208 Caravan
Jane's 04	Cobra	Landseair
Jane's 04	Beriev	Be-103 Bekas
<u>Vickers website</u>	Vickers Aircraft	Wave
<u>Wikipedia</u>	Polaris	AM-FIB
<u>Atol website</u>	Atol	650
Jane's 04	Aerolites	Aeroskiff
Jane's 04	Quikkit	Glass Goose
<u>Seair Website</u>	Seair Technologies	Seair
Jane's 84	Osprey	Pereira GP3 Osprey II
Jane's 84	Aerogare	Sea Hawk 70hp
Jane's 84	Aerogare	Sea Hawk 150hp
Jane's 04	EDRA	Super Petrel
Jane's 84	Maule	Super Rocket
Jane's 84	Merganser	Merganser
Jane's 84	De Havilland Canada	DHC-3 Otter
Jane's 84	De Havilland Canada	DHC-6 Twin Otter
Jane's 84	Pilatus	PC-6 Turbo-Porter w/ Edo 58-4580
Jane's 84	Luscombe	Rattler
Jane's 84	Avtek	Avtek 400

Fonte	Fabricante	Modelo
Jane's 84	Wren	460P Float
Jane's 84	WTA Piper	Super Cub with Edo floats
<u>FLYNANO website</u>	FLYNANO	FLYNANO
Jane's 04	Wust	Seahawk II
Jane's 74	Militi	M.B.2
Jane's 04	Storch	Storch SS Mk4 Floatplane
Jane's 04	Creative Flight	Aerocat
Jane's 04	Dream	Tundra
Jane's 04	Legend	Lite
Jane's 04	Murphy	Rebel
Jane's 04	St. Just	Super Cyclone
Jane's 04	Ultravia	Pelican
Jane's 04	Zenith	CH 601 XL
Jane's 04	EV-AT	EV-97 Teameurostar
Jane's 04	Interplane	Skyboy
Jane's 04	Best Off	Sky Ranger
Jane's 04	Best Off	Guerin G1
Jane's 04	Ikarus	C42B
Jane's 04	SG	Rally
Jane's 04	Vulcanair	VF 600W Mission
Jane's 04	KADDB	SB7L-360 Seeker
Jane's 04	Aeroprakt	Aeropract-27
Jane's 04	Aeroprogress	T-101 Grach
Jane's 84	Militi	M.B.3
Jane's 84	Militi	M.B.4
Jane's 04	Beriev	Be-42
Jane's 04	Dubna	Dubna-2 OSA
Jane's 04	Elitair	IE-101 Elitair
Jane's 04	Ilyushin	IL-103
Jane's 04	Khrunichev	T-415 Snegir
Jane's 04	Aviatika	MAI-890
Jane's 04	Smolensk	SM-92 Finist
Jane's 04	Unikomtranso	Dom
Jane's 04	Komsomolsk	SA-20P
Jane's 04	CFM	Shadow
Jane's 04	Reality	Easy Rider
Jane's 04	Aerocomp	Comp Air 8
Jane's 04	Aerocomp	Comp Air 10
Jane's 04	Aerocomp	Merlin GT
Jane's 04	Air Tractor	AT-802 Fireboss
Jane's 04	American Champion	7ECA Citabria Aurora
Jane's 04	Aviation Development	Alaskan Bushmaster
Jane's 04	Avid	Flyer Mark IV
Jane's 04	Avid	Magnum
Jane's 04	Barr	Barrsix

Fonte	Fabricante	Modelo
Jane's 04	Explorer	Explorer
Jane's 04	Flightstar	IISL
Jane's 04	Four Winds	192
Jane's 04	Glastar	Glastar
Jane's 04	Precision Tech	Precision Tech F-IIB Fergy
Jane's 04	Rans	S-7
Jane's 04	Rans	S-12XL
Jane's 04	Chernov	Che-35
Jane's 04	Colyaer	Mascato

Apêndice II – Código de Análise de Asas Lifting Line

```

%Lifting Line Wing Analysis - Lucca Lanaro 2019
%MATLAB lifting line 3D aerodynamic analysis implementation from Houghton & Carpenter,
%Aerodynamics for Engineering Students, 5th Ed., p. 251

%% Function call

%remember to rename function to match filename and uncommnt final end
function [CL, CDi, S, AR, wbyv] =
liftingline_multiple(AoA,symmetric,lambda,stations,b,cr,sloperoot,slopetip,alphazeroroot,alpha
zerotip, alpha0, washout)

%arguments not supported in current MATLAB version
% arguments
% AoA (1,:) {mustBeNumeric}
% symmetric (1,1) {mustBeNumericOrLogical}
% lambda (1,1) {mustBeNonnegative}
% stations (1,1) {mustBeInteger, mustBePositive}
%
% end

%% input meaning and definition for debugging purposes
% inputs:
% AoA: angle of attack vector
% symmetric: 1 for symmetric, 0 for non symmetric. if symmetric calculates only
% half wing
% lambda: wing taper ratio. 1 for rectangular wing, 0 for triangular wing.
% modify program accordingly for arbitrary taper ratio variation... add
% vector support?
% stations: number of stations to calculate local coefficients, number of
% thetas
% b: wingspan in meters
% cr: root chord in meters
% sloperoot,tip: dCl/dalpha, something close to 2pi, cl/radians
% alphazeroroot, tip: angle of zero lift for section at root and tip
% cl/radians
% alpha0: wing setting angle in degrees
% washout: wing twist in degrees. positive is AoA decrease towards the tip

% as used in the bibliografy (Houghton & Carpenter), it is taken as
% acceptable to make a ponderation of dCl/dalpha values throughout the span
% for mixing the root and tip airfoils characteristics.
% For inviscid flow at low speeds it is acceptable.
% the proper way for doing so would involve mixing the airfoil coordinates
% and calculating the respective foil polar for each wing station, but for
% the current approximation, it is sufficient.

% starting here
%half span definition
%% main code
s=b/2;

if symmetric == 0
    thetas = pi/(stations*2):pi/(stations*2):pi-pi/(stations*2);
elseif symmetric == 1
    thetas = pi/(2*stations):pi/(2*stations):pi/2; %check steps for symmetric
end

%account for zeroing of even values in symmetric An
step=symmetric+1;

z = -s*cos(thetas);

c = abs(z)*cr*(lambda-1)/s+cr; %chord variation over span with lambda

% area calculation
S=0;

```

```

%for non symmetric
if symmetric == 0

    S=(cr*lambda+c(1))/2*(s-abs(z(1))); %first parallelogram
    S=S+(cr*lambda+c(end))/2*(s-abs(z(1))); %last parallelogram
    for i=1:size(z,2)-1
        S=S+(c(i+1)+c(i))/2*(z(i+1)-z(i));
    end
elseif symmetric == 1
    S=(cr*lambda+c(1))/2*(s-abs(z(1))); %first parallelogram
    for i=1:size(z,2)-1
        S=S+(c(i+1)+c(i))/2*(z(i+1)-z(i));
    end
    S=2*S;
end

AR=b^2/S; %aspect ratio

%MAC calculation
% MAC=0;
% for i=1:stations-1
%     MAC=MAC+((c(i+1)+c(i))/2)^2*(z(i+1)-z(i));
% end
% MAC=MAC/S;

ainf = (sloperoot+(slopetip-sloperoot)*abs(z/s));
mu = c .* ainf / (4*b);

if symmetric == 0
    nvec=transpose(1:size(z,2));
elseif symmetric == 1
    nvec = transpose(1:2:size(z,2)*2);
end

%finding left side of Ax=B system
%for finding the symmetric matrixes, remember to offset the missing indexes
%in the coefficient calculations using 1:step:n
for t=1:size(thetas,2)
    for n=1:size(thetas,2)
        A(t,n)=sin(nvec(n)*thetas(t))*(1+nvec(n)*mu(t)/sin(thetas(t)));
    end
end

%variable alpha for entry point
vec_size=length(AoA);
CL=zeros(vec_size,1);
CDi=zeros(vec_size,1);

for ik=1:length(AoA)
%zeroing variables

    alphageom = AoA(ik)+alpha0-abs(z/(s))*washout; %geometric alpha
    alphazerolift = (alphazeroroot+(alphazerotip-alphazeroroot)*abs(z/s)); %zero lift alpha
%finding right side of Ax=B system
    B=mu.*deg2rad(alphageom-alphazerolift);

    Acoefs=linsolve(A,B,'); %.'= transpose operator

    CL(ik)=pi*Acoefs(1)*AR;

    CDi(ik)= sum(nvec .* Acoefs .* Acoefs) * pi * AR;

    for t=1:size(thetas,2)
        wbyv(ik,t)=sum(nvec .* Acoefs .* sin(nvec*thetas(t)))/sin(thetas(t));
    end
end
end

```