

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

LUCAS SILVA TAZITU

GERENCIAMENTO TÉRMICO DE AERONAVES
SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE UMA ASA COMO TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE
INTEGRADO AO ESCOAMENTO DE COMBUSTÍVEL

São João da Boa Vista

2024

Lucas Silva Tazitu

GERENCIAMENTO TÉRMICO DE AERONAVES
SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE UMA ASA COMO TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE
INTEGRADO AO ESCOAMENTO DE COMBUSTÍVEL

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

Orientador: Profº Dr. Edemar Morsch Filho

São João da Boa Vista

2024

T248g Tazitu, Lucas Silva
Gerenciamento térmico de aeronaves : simulação numérica de uma asa como trocador de calor de superfície integrado ao escoamento de combustível / Lucas Silva Tazitu. -- São João da Boa Vista, 2024
69 f. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista
Orientador: Edemar Morsch Filho

1. Heat exchangers. 2. Aviões Combustível. 3. Análise térmica. 4. Fluidodinâmica computacional. 5. Engenharia aeroespacial. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

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

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**GERENCIAMENTO TÉRMICO DE AERONAVES: SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE
UMA ASA COMO TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE INTEGRADO AO
ESCOAMENTO DE COMBUSTÍVEL**

Aluno: Lucas Silva Tazitu

Orientador: Prof. Dr. Edemar Morsch Filho

Banca Examinadora:

- Edemar Morsch Filho (Orientador)
- Daniel Sampaio Souza (Examinador)
- Elaine Maria Cardoso (Examinadora)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Processo nº 284/2023)

São João da Boa Vista, 05 de julho de 2024

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, agradeço à minha família, minha maior inspiração e base de tudo o que sou e quero me tornar. Agradeço ao meu pai, Glauco, e à minha mãe, Analucia, por todo o apoio que me deram ao longo da minha vida. Vocês sempre estiveram ao meu lado, apoiando minhas decisões, acreditando em mim e me incentivando a seguir em frente. Agradeço também aos meus irmãos, Mariana e Matheus, e ao meu avô, Rubens, que, mesmo não estando mais presente neste plano espiritual, sinto sempre ao meu lado, me guiando e apoiando. Como parte da família, sou grato também aos meus animais de estimação, que foram meu suporte emocional durante a pandemia.

Sou extremamente grato ao meu orientador, o Professor Doutor Edemar Morsch Filho. Seu apoio, conselhos, conhecimento compartilhado e a confiança depositada em mim foram fundamentais para a realização deste trabalho.

Por fim, sou grato pelas amizades que fiz durante a graduação: Filipe Valentim, Felipe Teodoro, Guilherme Lellis, Vinicius Altarni, Wagner Gomes e Yago Zampolli, além das amizades que fiz na Adelphi. Cada um de vocês tornou esta jornada mais leve e especial, com risos, apoio e momentos inesquecíveis.

“Either write something worth reading or do something worth writing.”
(Benjamin Franklin)

RESUMO

O gerenciamento térmico de aeronaves é uma área crítica na engenharia aeronáutica, essencial para garantir a eficiência operacional e a segurança dos voos. Com a eletrificação das aeronaves e seus sistemas, a demanda energética aumentou, trazendo novos desafios para a dissipação do calor gerado. Este trabalho avalia o desempenho do uso do combustível como fluido térmico em um trocador de calor de superfície localizado na asa de uma aeronave comercial. Com base na asa do Boeing 777, foi desenvolvido um modelo de trocador de calor contendo dutos, por onde o combustível que transporta calor dos sistemas da aeronave flui. O estudo analisou o desempenho do trocador de calor durante o voo de cruzeiro e com a aeronave parada em solo, utilizando vazões mássicas de 1 kg/s e 10 kg/s para o combustível que entra no sistema, considerando configurações geométricas do trocador de calor em paralelo e em série (formato serpentina). Para isso, foram configuradas simulações em CFD (*Computational Fluid Dynamics*) utilizando o *software* Ansys CFX. As simulações adotaram as hipóteses de escoamento em regime permanente e incompressível, sem forças de campo e fez-se o uso do modelo de turbulência $k - \epsilon$. Os resultados indicam que o trocador de calor é mais eficiente em voo de cruzeiro, com maior vazão mássica e geometria em serpentina. A configuração em serpentina apresentou maiores taxas de transferência de calor, mas requer uma grande pressão de entrada do combustível, enquanto a configuração em paralelo oferece resultados mais modestos de transferência de calor, porém opera sob pressões significativamente mais baixas. Este estudo demonstra que o uso da asa como trocador de calor de superfície integrado ao escoamento do combustível é uma potencial solução para o gerenciamento térmico das aeronaves comerciais.

PALAVRAS-CHAVE: gerenciamento térmico em aeronaves; trocador de calor; simulação CFD; combustível.

ABSTRACT

Aircraft Thermal Management is a critical area in aeronautical engineering, essential for ensuring operational efficiency and flight safety. With the electrification of aircraft and their systems, energy demand has increased, bringing new challenges for dissipating the generated heat. This work evaluates the performance of using fuel as a thermal fluid in a surface heat exchanger located on the wing of a commercial aircraft. Based on the Boeing 777 wing, a heat exchanger model containing ducts, through which the fuel carrying heat from the aircraft systems flows, was developed. The study analyzed the performance of the heat exchanger during cruise flight and with the aircraft stationary on the ground, using mass flow rates of 1 kg/s and 10 kg/s for the fuel entering the system, considering geometric configurations of the heat exchanger in parallel and in series (serpentine format). For this, Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations were configured using Ansys CFX software. The simulations adopted the assumptions of steady and incompressible flow, without field forces, and used the $k - \epsilon$ turbulence model. The results indicate that the heat exchanger is more efficient during cruise flight, with higher mass flow and serpentine geometry. The serpentine configuration showed higher heat transfer rates but requires a large fuel inlet pressure, while the parallel configuration offers more modest heat transfer results but operates under significantly lower pressures. This study demonstrates that using the wing as a surface heat exchanger integrated with the fuel flow is a promising solution for thermal management of commercial aircraft.

KEYWORDS: aircraft thermal management; heat exchanger; CFD simulation; fuel.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Boeing 787	17
Figura 2	Boeing 777-300ER da Latam Airlines	18
Figura 3	Comportamento da temperatura para a atmosfera ISA	20
Figura 4	Trocador de calor do tipo painel	22
Figura 5	Arquiteturas propostas para trocadores de calor com combustível	24
Figura 6	Conceitos dos resfriadores de combustível investigados	25
Figura 7	Modelo geométrico desenvolvido no estudo	26
Figura 8	Trocador de calor utilizado no estudo	27
Figura 9	Dimensões do Boeing 777 nas variantes de longo alcance e alcance estendido .	28
Figura 10	Disposição dos tanques de combustível do Boeing 777-200ER	29
Figura 11	Modelo geométrico de referência utilizado	30
Figura 12	Modelo geométrico da região da asa analisada	30
Figura 13	Modelo geométrico simplificado da região da asa	31
Figura 14	Vista trimétrica e lateral do trocador de calor	31
Figura 15	Vista lateral em detalhes do trocador de calor	32
Figura 16	Malhas propostas para os dutos	35
Figura 17	Malha criada para a geometria sólida	36
Figura 18	Vista lateral do trocador de calor ilustrando a transferência de calor por convecção	41
Figura 19	Vista da geometria com o escoamento externo (convecção forçada)	42
Figura 20	Número de Reynolds, transição de regime e coeficiente de transferência de calor por convecção ao longo do comprimento	43
Figura 21	Configuração das geometrias utilizadas na simulação	48
Figura 22	Vista isométrica dos dutos conectores utilizados nas simulações com fluxo de combustível em serpentina	49
Figura 23	Pressão em cada duto	51
Figura 24	Campo de temperatura na superfície superior para a operação AOG	52
Figura 25	Campo de temperatura na superfície superior para a operação Cr	53
Figura 26	Comportamento da temperatura do fluido na saída nos dutos para a operação AOG	55
Figura 27	Comportamento da temperatura do fluido nos dutos para os casos em voo de cruzeiro	57
Figura 28	Campo de temperatura nos dutos para a aeronave parada em solo	58
Figura 29	Campo de temperatura nos dutos para a aeronave em voo de cruzeiro	60
Figura 30	Comparativo das taxas de transferência de calor do combustível em cada duto .	61
Figura 31	Campo do fluxo de calor na superfície superior para a operação AOG	62
Figura 32	Campo do fluxo de calor na superfície superior para os casos em voo de cruzeiro	64

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificações do Boeing 777-300ER	29
Tabela 2 – Capacidade de combustível do Boeing 777-200ER	29
Tabela 3 – Comparativo entre as malhas criadas	35
Tabela 4 – Limites da qualidade da malha	36
Tabela 5 – Estatísticas de qualidade da Malha 3	36
Tabela 6 – Tipos de operação estudados	39
Tabela 7 – Parâmetros e regimes de transferência de calor em diferentes condições de operação	41
Tabela 8 – Propriedades materiais da liga de Alumínio 5052	47
Tabela 9 – Simulações propostas para o trabalho	49
Tabela 10 – Resultados da simulação obtidos para os casos estudados	50

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AOG	<i>Aircraft On Ground</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CORSIA	<i>Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation</i>
Cr	Voo de Cruzeiro
ECS	<i>Environmental Control System</i>
ER	Alcance Estendido
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
LR	Longo Alcance
Ma	Número de Mach
MEA	<i>More Electric Aircraft</i>
P	Paralelo
S	Serpentina
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuel</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

A_{duto}	Área da seção transversal do duto [m^2]
AR	Razão de aspecto máxima [-]
a	Velocidade do som [m/s]
b	Constante do ar [K]
C_f	Coefficiente de atrito de parede [-]
$C_{p,\text{fuel}}$	Capacidade calorífica à pressão constante do combustível [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$]
$C_{p,\infty}$	Capacidade calorífica à pressão constante do ar [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$]
C_μ	Constante de proporcionalidade [-]
$C_{1\epsilon}$	Constante empírica [-]
$C_{2\epsilon}$	Constante empírica [-]
c	Constante do ar [$\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}\cdot\text{K}^{0,5})$]
D_h	Diâmetro hidráulico do duto [m]
Des	Desbalanceamento da simulação [%]
EF	Fator de expansão máximo [-]
$\dot{F}_{\text{in}}$	Taxa na entrada do domínio [-]
$\dot{F}_{\text{out}}$	Taxa na saída do domínio [-]
$\dot{F}_{\text{max}}$	Taxa máxima pelo domínio [-]
G_k	Geração de energia cinética turbulenta [$\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^2)$]
Gr_L	Número de Grashof [-]
$\vec{g}$	Aceleração gravitacional [m/s^2]
h	Coefficiente de transferência de calor por convecção [$\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$]
h_x	Coefficiente de transferência de calor por convecção local [$\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$]
$\bar{h}$	Altitude [m]
$\tilde{h}$	Entalpia estática [J/kg]
i	Volume discretizado [-]

k	Energia cinética turbulenta [m^2/s^2]
k_{fuel}	Condutividade térmica do combustível [$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$]
k_t	Condutividade térmica [$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$]
k_{∞}	Condutividade térmica do ar [$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$]
L	Razão de decaimento da temperatura [K/m]
L_c	Comprimento característico [m]
MM	Massa molar do combustível [g/mol]
$\dot{m}$	Vazão mássica do fluido de trabalho [kg/s]
$\dot{m}_{\text{in}}$	Vazão mássica que entra no volume de controle [kg/s]
$\dot{m}_{\text{out}}$	Vazão mássica que sai do volume de controle [kg/s]
Nu	Número de Nusselt [-]
n	Número total de volumes do domínio [-]
Ortho	Ortogonalidade mínima [$^{\circ}$]
$\tilde{P}$	Pressão [Pa]
$P_{\text{in,total}}$	Pressão total de entrada [Pa]
P_k	Taxa de produção de energia cinética turbulenta [$\text{kg}\cdot\text{m}/\text{s}^3$]
P_{∞}	Pressão atmosférica [Pa]
P_0	Pressão atmosférica ao nível do mar [Pa]
Pr	Número de Prandtl [-]
p	Perímetro da seção transversal do duto [m]
$\dot{Q}$	Taxa de transferência de calor na superfície superior do trocador de calor [W]
$\dot{Q}_{\text{fuel}}$	Taxa de transferência de calor pelo combustível [W]
$\dot{Q}_{\text{in}}$	Taxa de transferência de calor que entra no sistema [W]
$\dot{Q}_{\text{out}}$	Taxa de transferência de calor que sai do sistema [W]
R	Constante universal dos gases perfeitos [$\text{J}(\text{kg}\cdot\text{K})$]
Re_{fuel}	Número de Reynolds do combustível [-]
Re_x	Número de Reynolds local [-]

RMS	<i>Root Mean Square</i> [-]
S_i	Fonte interna de calor [J/(m ³ ·s)]
T	Temperatura [K]
T_{ai}	Temperatura de autoignição [K]
T_{duto}	Temperatura no centro de um duto [K]
T_{fuel}	Temperatura de entrada do combustível [K]
T_{inlet}	Temperatura do combustível na entrada dos dutos [K]
T_{inlet*}	Temperatura do combustível na entrada dos dutos para configuração em serpentina [K]
T_{outlet}	Temperatura do combustível na saída dos dutos [K]
$T_{outlet*}$	Temperatura do combustível na saída dos dutos para configuração em serpentina [K]
T_s	Temperatura da superfície [K]
T_{sup}	Temperatura média na superfície superior [K]
T_{∞}	Temperatura do ar [K]
T_0	Temperatura do ar ao nível do mar [K]
t	Tempo [s]
u_{τ}	Velocidade de atrito [m/s]
$\vec{V}$	Vetor da velocidade de escoamento [m/s]
V_{fuel}	Velocidade do fluido de trabalho [m/s]
V_R	Vetor residual [-]
V_{∞}	Velocidade do escoamento de ar [m/s]
x	Posição do trocador de calor [m]
x_i	Coordenada cartesiana [m]
y^+	Distância de parede adimensional [-]
y_c	Altura do centroide [m]
β	Coeficiente de expansão volumétrica [1/K]

$\Delta\dot{Q}$	Variação percentual da taxa de transferência de calor na superfície superior do trocador de calor [%]
ΔT_{duto}	Variação percentual da temperatura no centro de um duto [%]
ΔT_{fuel}	Diferença de temperatura do combustível [K]
ϵ	Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta [m^2/s^3]
γ	Razão específica de calor [-]
γ_t	Coeficiente de dilatação térmica [$1/\text{K}$]
μ	Viscosidade dinâmica [$\text{Pa}\cdot\text{s}$]
μ_{fuel}	Viscosidade dinâmica do combustível [$\text{Pa}\cdot\text{s}$]
μ_t	Viscosidade turbulenta [$\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$]
μ_{∞}	Viscosidade dinâmica do ar [$\text{Pa}\cdot\text{s}$]
ν	Viscosidade cinemática [m^2/s]
Φ	Dissipação Viscosa [$\text{J}/(\text{m}^3\cdot\text{s})$]
ρ	Densidade do fluido [kg/m^3]
ρ_{fuel}	Densidade do combustível [kg/m^3]
ρ_{∞}	Densidade do ar [kg/m^3]
σ_k	Número de Prandtl que governa a difusão turbulenta de k [-]
σ_{ϵ}	Número de Prandtl que governa a difusão turbulenta de ϵ [-]
τ	Tensor tensão de Cauchy [Pa]
τ_f	Tensão de cisalhamento na parede [Pa]
θ	Variável de transporte de turbulência causada por gradientes de temperatura [K]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Objetivo	19
1.2	Organização do Trabalho	19
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2.1	Ambiente Externo	20
2.2	Fontes de Calor	21
2.3	Trocadores de Calor em Aeronaves	22
2.3.1	Ar Atmosférico	22
2.3.2	Combustível	23
2.4	Trabalhos Relacionados	25
3	METODOLOGIA	28
3.1	Geometria	28
3.2	Malha	32
3.3	Modelagem dos Fenômenos	37
3.3.1	Equação da Continuidade	37
3.3.2	Equação da Quantidade de Movimento	37
3.3.3	Equação da Energia	38
3.4	Modelos de Turbulência	38
3.5	Tipos de Operação	39
3.6	Condições de Contorno	40
3.6.1	Escoamento de Combustível	40
3.6.2	Face Superior do Domínio Sólido	40
3.6.3	Interface Fluido-Sólido	43
3.7	Calor Extraído	44
3.8	Propriedades Materiais	44
3.8.1	Propriedades do Ar	44
3.8.2	Propriedades do Combustível	45
3.8.3	Propriedades da Geometria Sólida	46
3.9	Critério de Convergência	47
3.10	Estudos de Caso	48
3.10.1	Configuração da Geometria	48
3.10.2	Vazão Mássica	49
3.10.3	Síntese das Simulações	49
4	RESULTADOS	50
4.1	Pressão	51

4.2	Temperatura	51
4.2.1	Temperatura na Superfície Superior	51
4.2.2	Temperatura nos Dutos	55
4.3	Calor Extraído	60
4.4	Fluxo de Calor	62
5	CONCLUSÃO	65
5.1	Sugestões para Trabalhos Futuros	65
	REFERÊNCIAS	67

1 INTRODUÇÃO

A constante evolução das aeronaves comerciais modernas é precedida por novos desafios e pelo desenvolvimento de novas tecnologias pela indústria. Uma das maiores preocupações da indústria aeronáutica é com as emissões de gás carbônico, responsáveis atualmente por 2,4% das emissões mundiais de CO₂ (MEDEIROS, 2023).

Com o objetivo de tornar a aviação mais sustentável e enfrentar as mudanças climáticas, as agências especializadas e órgãos governamentais estabeleceram metas para reduzir e compensar a emissão de gás carbônico em voo. É o caso do programa CORSIA (do inglês, *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation*), lançado pela Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) e a Agenda Estratégica de Pesquisa e Inovação, publicado pela União Europeia. O primeiro busca atingir o crescimento neutro de carbono com os níveis de emissão observados em 2020, sem que o setor aéreo pare de crescer (ANAC, 2019). O segundo tem o objetivo de desenvolver aeronaves ultra eficientes com baixa emissão de carbono até 2030 e ser climaticamente neutro, ou seja, utilizar fontes de energia, infraestruturas e regulações descarbonizadas (CLEAN AVIATION, 2021).

Uma das alternativas para cumprir com esta agenda é o Combustível Sustentável de Aviação (SAF - *Sustainable Aviation Fuel*), que pode reduzir em até 90% a emissão de CO₂ em relação ao querosene de aviação tradicional. Ele é produzido a partir de fontes sustentáveis como biomassa e biocombustível, utilizando diferentes processos químicos, físicos ou biológicos.

Uma outra alternativa promissora para a aviação moderna é a eletrificação das aeronaves. Este conceito engloba uma variedade de abordagens, adaptadas às diferentes categorias e necessidades das aeronaves, variando em sua extensão e metodologia. As três principais classes de eletrificação são: aeronaves mais elétricas (MEA - *More Electric Aircraft*), aeronaves híbridas e aeronaves completamente elétricas. Essas categorias refletem uma evolução progressiva em direção ao uso mais eficiente e extenso da energia elétrica na aviação, cada uma com suas próprias vantagens e desafios distintos, conforme resumido abaixo (SCHWAB et al., 2021):

- Aeronaves mais elétricas: busca aumentar a eficiência reduzindo o uso do motor e utilizando energia elétrica em todos os sistemas não propulsivos;
- Aeronaves de propulsão híbrida: utiliza a combinação de motores elétricos, baterias e outras formas alternativas de geração e armazenamento de energia. A eletrificação é utilizada para gerar empuxo ou tração e mover a aeronave, complementando os motores à combustão;
- Aeronaves completamente elétricas: utiliza sistema de propulsão elétrica, a partir de baterias como fonte total ou parcial de energia. Não são utilizados motores a combustão como forma de força propulsiva nesta classe.

Devido à simplicidade de implementação, quando comparado às outras classes apresentadas, o conceito MEA já é utilizado no desenvolvimento de aeronaves modernas. O Boeing 787, como ilustrado na Figura 1, adotou este conceito em seu desenvolvimento e utiliza motores sem sangria,

onde o ar não é desviado para outros sistemas da aeronave. Dessa forma, a aeronave é equipada com geradores elétricos capazes de fornecer 1450 kVA de potência para suprir a sua demanda energética (BUTICCHI; WHEELER; BOROYEVICH, 2022).

Figura 1 – Boeing 787



Fonte: Boeing (2020).

Na abordagem sobre a eletrificação das aeronaves, a implementação de sistemas elétricos avançados, a miniaturização de seus componentes e a complexidade destes sistemas resultam em desafios para o gerenciamento térmico. Portanto, torna-se necessário o desenvolvimento de sistemas especializados para a dissipação e o gerenciamento térmico, visando garantir o funcionamento eficiente e seguro desses sistemas.

Uma outra evolução do setor reflete no fato de que materiais compósitos estão sendo cada vez mais utilizados nas estruturas de aeronaves, devido às suas propriedades como leveza e resistência. No entanto, é importante notar que esses materiais tendem a apresentar características de condutividade térmica menos atraentes em comparação com o alumínio, um material tradicionalmente utilizado na aviação. Esta diferença na capacidade de transferência de calor entre os compósitos e o alumínio pode influenciar significativamente o desempenho térmico das aeronaves durante diversas operações, representando um desafio adicional a ser considerado no projeto e na operação dessas aeronaves.

Uma estratégia frequentemente adotada no âmbito militar consiste no aproveitamento do combustível da própria aeronave como um fluido refrigerante para o resfriamento dos seus subsistemas internos (GRAY; SHAYESON, 1973). Embora essa prática seja comum nesse contexto, ela ainda não é amplamente empregada na aviação civil para o gerenciamento térmico. Esta abordagem representa uma potencial solução para enfrentar os desafios térmicos associados ao crescente número de sistemas elétricos a bordo das aeronaves. Vale destacar que, à medida que a quantidade de sistemas elétricos nas aeronaves aumenta, há uma correspondente elevação na geração de calor, tornando o gerenciamento térmico desses sistemas ainda mais desafiador.

O uso do combustível em sistemas de gerenciamento térmico possui inúmeras vantagens, como por exemplo:

- Sem adição de peso relacionados ao fluido refrigerante. Como o combustível já está embarcado na aeronave, é dispensado o uso de outros líquidos ou gases refrigerantes;
- Diminuição do arrasto. Métodos de gerenciamento térmico convencionais desviam o ar utilizado pelo motor ou através de pequenas aberturas na fuselagem, aumentando o arrasto (SCHLABE; LIENIG, 2016);

- Otimização dos sistemas. É fundamental realizar o pré-aquecimento do combustível antes de sua introdução na câmara de combustão. A utilização do combustível como parte integrante do sistema de gerenciamento térmico pode possibilitar a simplificação ou até mesmo a eliminação do sistema de pré-aquecimento de combustível da aeronave, contribuindo para uma estrutura mais simplificada e leve;
- Localização dos tanques. Nos aviões comerciais a jato, os tanques de combustível são geralmente posicionados nas asas. Essa localização permite que os tanques estejam em contato direto com a atmosfera e o escoamento, que frequentemente apresenta temperaturas inferiores a 0°C . Essa disposição resulta em um sistema altamente eficiente na troca de calor;
- Baixa temperatura de congelamento. O ponto de congelamento do querosene da aviação é abaixo de -40°C , apresentando vantagens quando comparado à água, substância amplamente utilizada na refrigeração de sistemas.

Um Boeing 777-300ER (Figura 2) possui a área de sua asa de $436,8\text{ m}^2$, sendo que o combustível é majoritariamente armazenado nas asas. A superfície das asas está em contato direto com a atmosfera, usualmente sob baixas temperaturas e altas velocidades do escoamento em voo de cruzeiro.

Figura 2 – Boeing 777-300ER da Latam Airlines



Fonte: AERO Magazine (2023).

Analisando mais profundamente o uso da asa como um trocador de calor, é identificado que a fase de voo de cruzeiro se destaca como uma configuração vantajosa. Nessa etapa, as condições favorecem a convecção forçada devido à menor temperatura do ar e à maior velocidade do escoamento ao redor da asa. No entanto, é importante considerar que a operação de uma aeronave abrange uma variedade de cenários e inclui desde o período em que a aeronave está estacionada no solo, passando pelo táxi, decolagem, subida, voo de cruzeiro, descida e aterrissagem, até o momento em que volta a ficar estacionada.

Aproveitando o fato de que os tanques de combustível estão localizados nas asas e que o combustível pode ser utilizado como fluido refrigerante, uma abordagem estratégica é a instalação de dutos entre o extradorso da asa e os tanques de combustível. Dessa forma, há um potencial em aproveitar de forma

eficiente a infraestrutura existente na aeronave para melhorar o gerenciamento térmico, contribuindo para um desempenho térmico mais eficaz e uma operação mais otimizada em todas as fases do voo.

1.1 OBJETIVO

O presente trabalho tem como principal objetivo analisar, através de modelagem e simulações fluidodinâmicas computacionais, o desempenho térmico e hidrodinâmico de um trocador de calor de superfície integrado ao escoamento de combustível de uma aeronave comercial. Este trocador de calor está localizado entre a superfície da asa e o tanque de combustível, e tem a finalidade de dissipar o calor gerado pelos sistemas da aeronave.

A partir do objetivo principal tem-se que os objetivos específicos deste trabalho são:

- Analisar as demandas térmicas de aeronaves e as soluções adotadas pela indústria aeronáutica;
- Desenvolver uma geometria de um trocador de calor com base no tanque de combustível da asa de uma aeronave comercial;
- Estudar os tipos de operação de uma aeronave comercial;
- Modelar as propriedades materiais do combustível, trocador de calor e atmosfera;
- Configurar uma simulação em CFD (*Computational Fluid Dynamics*) com os principais fenômenos físicos envolvidos em um trocador de calor;
- Investigar a influência do tipo de operação, geometria e vazão mássica no desempenho do trocador de calor.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Os capítulos deste estudo estão divididos em quatro partes. Na Revisão Bibliográfica, serão discutidas as principais pesquisas e abordagens existentes na literatura sobre o gerenciamento térmico em aeronaves. O capítulo Metodologia detalhará os procedimentos adotados para o desenvolvimento do estudo, incluindo a descrição da geometria e malha do trocador de calor, a modelagem dos fenômenos físicos envolvidos, as condições de contorno utilizadas nas simulações CFD, as propriedades dos materiais e fluidos considerados, assim como os estudos de caso. O capítulo Resultados apresentará os resultados obtidos a partir das simulações realizadas, onde serão discutidos os dados obtidos de pressão, temperatura e calor, comparando diferentes cenários de operação da aeronave. No capítulo de Conclusão, que encerra este trabalho, serão resumidos os principais achados do estudo. Serão apresentadas as conclusões sobre a viabilidade do uso do combustível como sumidouro de calor, bem como sugestões para trabalhos futuros e possíveis melhorias nas metodologias adotadas.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O gerenciamento térmico desempenha um papel cada vez mais crucial no desenvolvimento das aeronaves. O alcance das novas aeronaves militares de combate é frequentemente limitado por questões térmicas, em vez de restrições de combustível, em virtude das elevadas velocidades envolvidas. Além disso, a adição de novos componentes e sistemas aviônicos, atuadores de controle de voo eletromecânicos, acessórios dos motores e armamentos são os principais responsáveis pelo aumento do consumo de energia em aeronaves militares, o que também eleva as perdas de calor (SIGTHORSSON; OPPENHEIMER; DOMAN, 2019).

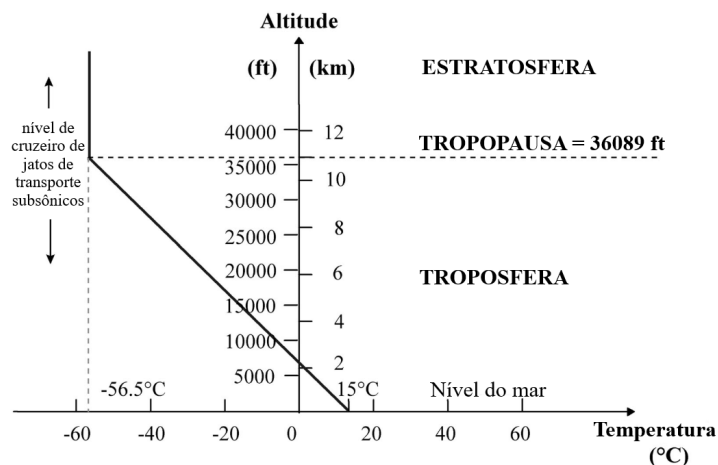
Em aeronaves civis, com o aumento de subsistemas eletricamente alimentados, o uso de motores com alta razão de *bypass* e o desenvolvimento de aeronaves de propulsão elétrica, espera-se um aumento significativo no consumo de energia e, conseqüentemente, em novos desafios relacionados ao gerenciamento térmico de todos os sistemas. Além disso, o uso de materiais compósitos nas estruturas das aeronaves reduziu a capacidade de transferência de calor, pois a condutividade térmica desses materiais é inferior à dos materiais metálicos.

A seguir, será apresentado um panorama geral e atualizado sobre essa problemática. Serão discutidas e evidenciadas a relevância do tema, bem como as diversas abordagens utilizadas por diferentes autores em pesquisas correlatas a este estudo.

2.1 AMBIENTE EXTERNO

Na indústria aeronáutica, a Atmosfera Padrão Internacional (ISA - *International Standard Atmosphere*) é amplamente utilizada no projeto de aeronaves para avaliar o *design*, a *performance* e para calibrar instrumentos aviônicos. A atmosfera ISA é um modelo teórico que aproxima a atmosfera real a uma condição padrão, desconsiderando os efeitos de poeira, umidade e vento. A Figura 3 ilustra o comportamento da temperatura em relação à altitude nos padrões ISA.

Figura 3 – Comportamento da temperatura para a atmosfera ISA



Fonte: Adaptado de Cavcar (2000).

Nota-se que, na troposfera, onde a maioria das aeronaves comerciais operam, a temperatura do ar externo diminui com o aumento da altitude, enquanto na estratosfera a temperatura se mantém constante. A temperatura do ambiente externo tem um impacto direto na transferência de calor, e outras propriedades do ambiente externo são derivadas dessa temperatura.

O ambiente externo afeta a transferência de calor de diversas maneiras, uma vez que essa transferência depende de propriedades como a velocidade da aeronave, temperatura, densidade e viscosidade dinâmica do ar. Em voos subsônicos, os efeitos da transferência de calor por convecção forçada são significativos devido à influência da velocidade da aeronave, que geralmente é elevada. Em voos supersônicos, deve-se considerar também a emissão e absorção de radiação pela aeronave, além do atrito com o ar (HEERDEN et al., 2022).

2.2 FONTES DE CALOR

As principais fontes de calor em uma aeronave incluem o motor e seus componentes, o sistema de controle ambiental, os ocupantes, a carga paga, além dos sistemas de energia elétrica, hidráulico, de controle de voo e seus respectivos equipamentos embarcados.

Nos motores à combustão, o calor é gerado a partir do atrito dos componentes, da compressão do ar e da queima do combustível. Apesar de grande parte do calor sair pelos bocais de exaustão dos motores, parte deste calor é transferido para sua estrutura, aumentando a sua temperatura. Para dissipar esse calor transferido à estrutura do motor, são utilizadas técnicas como resfriamento por ar, óleo e resfriamento através das pás nas turbinas.

Aeronaves com propulsão híbrida trazem um desafio adicional ao gerenciamento térmico de aeronaves, já que nem todo o calor produzido pelos propulsores é expelido junto com os gases provenientes da queima do combustível. Segundo Freeman et al. (2014), máquinas elétricas podem ser resfriadas por ar, óleo ou por uma combinação das duas. Em aeronaves elétricas de maior porte, espera-se que o resfriamento a ar não seja suficiente para resfriar todo o sistema.

Além disso, as baterias que alimentam os motores elétricos também devem ser resfriadas. O calor, proveniente do efeito Joule e dos processos eletroquímicos, deve ser controlado para não danificar a bateria e garantir que ela esteja em sua temperatura de operação ideal (JEON; BAEK, 2011).

Outro sistema de uma aeronave onde aspectos de gerenciamento térmico são importantes é o *Environmental Control System* (ECS), também conhecido como sistema de controle ambiental. Ele tem como função manter a temperatura, pressão e qualidade do ar aceitáveis para seus ocupantes e a carga paga da aeronave. Apesar de ser um sistema de gerenciamento térmico de cabine, seus componentes atuam como fontes de calor, como é o caso dos sistemas de ar condicionado e pressurização, por exemplo. De acordo com o estudo da AC-9 (1969), em uma cabine com a temperatura de 18 °C, espera-se que cada ocupante gere 102 W de calor.

Por fim, vale destacar os sistemas hidráulicos das aeronaves. Enquanto o calor gerado por atuadores hidráulicos tradicionais era espalhado por todo o sistema hidráulico, sistemas de controle de voo e atuadores mais modernos utilizam a combinação de sistemas eletromecânicos e eletrohidrostáticos, o que acaba tornando-se fontes de calor localizadas nas aeronaves. Esses atuadores são utilizados nas superfícies de comando de voo primárias e secundárias.

2.3 TROCADORES DE CALOR EM AERONAVES

Os trocadores de calor são responsáveis pela transferência de calor de um fluido para outro, sem que os dois fluidos se misturem. Eles são foco de muita pesquisa e desenvolvimento para melhorar o seu desempenho em novas aeronaves. Geralmente busca-se reduzir o peso, as dimensões, criar novas técnicas de fabricação e torná-los mais eficientes. Estudos a respeito da viabilidade de trocadores de calor com formas especiais que permitem um melhor encaixe em espaços limitados e irregularmente moldados estão em processo de desenvolvimento pela indústria.

Apenas para exemplificar, a Figura 4 apresenta a geometria de um trocador de calor desenvolvida nos estudos de Ryemill et al. (2016). Esse trocador de calor do tipo painel foi projetado para se encaixar ao redor dos painéis dos motores Rolls Royce Ultrafan, sendo concebido como um trocador de calor ar-óleo para motores *turbofan* com alta razão de *bypass*.

Figura 4 – Trocador de calor do tipo painel



Fonte: Ryemill et al. (2016).

Na indústria aeronáutica, os principais trocadores de calor utilizados são do tipo combustível-óleo, ar-óleo e ar-ar, utilizando o combustível e o ar atmosférico como forma de rejeição de calor. As próximas seções irão detalhar essas duas formas de rejeição de calor.

2.3.1 Ar Atmosférico

O ar atmosférico é amplamente utilizado como método de rejeição de calor em trocadores de calor. Esta é uma opção especialmente útil para aeronaves que voam em altas altitudes, devido à menor temperatura do ar atmosférico. Nesse contexto, a troca de calor pode ocorrer de três maneiras (HEERDEN et al., 2022):

- *Ram air cooling*: neste sistema, o ar entra em um duto e passa por um trocador de calor do tipo ar-ar ou do tipo ar-líquido. Devido à sua eficiência e simplicidade, é amplamente utilizado na indústria aeronáutica. Sua principal desvantagem é o arrasto gerado por este sistema;

- *Fan* do motor: neste sistema, o ar é desviado dos motores para resfriar os sistemas e componentes nos motores que requerem resfriamento. Devido aos efeitos da compressibilidade, a temperatura do ar neste sistema é maior do que no *ram air cooling*, tornando o seu uso mais vantajoso em sistemas que operam em temperaturas elevadas. Apesar de não aumentar significativamente o arrasto, a sua principal desvantagem é o aumento do consumo específico de combustível e diminuição do empuxo;
- Trocadores de calor de superfície: neste sistema, o ar troca calor diretamente com as superfícies da aeronave que estão em contato com o escoamento, como a asa e a fuselagem, por exemplo. Apesar do ar não ser ingerido, o aquecimento da superfície causa a transição mais cedo da camada limite laminar para turbulenta, aumentando o arrasto. Entretanto, o artigo de Habermann et al. (2023) demonstrou que, sob certas condições específicas, o aquecimento da asa pode melhorar as propriedades aerodinâmicas da asa, aumentando o coeficiente de sustentação e diminuindo o coeficiente de arrasto.

2.3.2 Combustível

Este conceito utiliza o combustível como líquido refrigerante de um trocador de calor. Este combustível atua como trocador de calor ou fluido de transporte de calor e depois é direcionado para o motor ou volta para os tanques da aeronave. Os principais sistemas e componentes que podem ser resfriados por combustível são (HEERDEN et al., 2022):

- Resfriamento do óleo do motor ou do gerador elétrico: esta prática é amplamente utilizada para refrigerar o óleo e, ao mesmo tempo, aquecer o combustível, aumentando a eficiência termodinâmica do motor;
- Sistema hidráulico: este sistema pode ser resfriado com combustível através de um trocador de calor submerso nos tanques ou fora deles;
- Atuadores de controle de voo: o óleo dos atuadores eletrohidráulicos ou eletrohidrostáticos pode ser resfriado utilizando um trocador de calor de óleo e combustível;
- Equipamentos elétricos: os aviônicos e computadores de voo podem ser resfriados a partir de um circuito de resfriamento líquido intermediário, no qual o líquido refrigerante transfere o calor para um sistema de resfriamento;
- Ar da máquina de ciclo de ar comprimido: o ar comprimido de um compressor do ECS pode ser resfriado pelo combustível antes de passar para a turbina de resfriamento do ciclo de ar, através de um trocador de calor de ar e combustível;
- Bomba de combustível: o calor gerado pelas bombas de combustível é transferido para o combustível em que estão submersas.

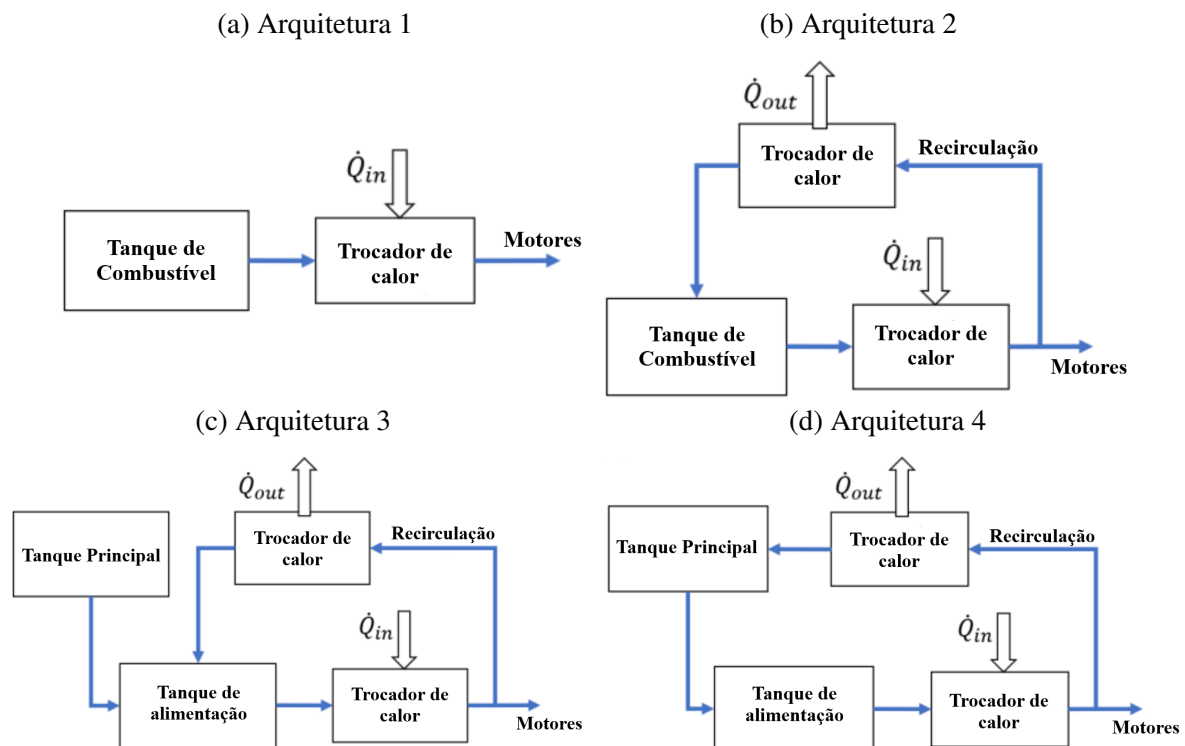
As principais desvantagens do uso do combustível estão relacionadas à sua inflamabilidade, temperatura de auto-ignição, desestabilização sob altas temperaturas e disponibilidade a bordo. Uma

solução para o problema de inflamabilidade e temperatura de auto-ignição é tornar o tanque de combustível e seus sistemas inertes, a partir de sistemas de desoxigenação. Já a desestabilização do combustível sob altas temperaturas pode ser contornada utilizando aditivos ou combustíveis projetados para suportar temperaturas mais altas (HEERDEN et al., 2022).

Por outro lado, a fase de voo da aeronave influencia a quantidade de combustível a bordo e, desta forma, pode afetar o desempenho desse sistema. Sistemas de segurança devem ser implementados para garantir que os motores não fiquem sem combustível, ao mesmo tempo em que os sistemas refrigerados pelo combustível possam alternativas para serem refrigerados por outros métodos ou não sejam danificados na ausência do combustível. Além disso, à medida que as aeronaves tornam-se mais eficientes e elétricas, menos combustível é utilizado nas operações, diminuindo também a disponibilidade de combustível como líquido refrigerante.

A literatura propõe diferentes arquiteturas para sistemas de gerenciamento térmico baseados em combustível, sendo que alguns dos modelos propostos no estudo de Alyanak e Allison (2016) estão apresentados na Figura 5.

Figura 5 – Arquiteturas propostas para trocadores de calor com combustível



Fonte: Adaptado de Alyanak e Allison (2016).

A Figura 5a mostra a arquitetura de um sistema onde o combustível sai dos tanques, é aquecido pelo trocador de calor com uma taxa $\dot{Q}_{in}$ e segue até os motores, onde será queimado na câmara de combustão. A arquitetura da Figura 5b propõe um sistema onde o combustível sai dos tanques de combustível e, no primeiro trocador de calor, é aquecido com uma taxa $\dot{Q}_{in}$. A partir dali, parte do combustível segue para os motores e o restante será recirculado. O combustível da recirculação será resfriado em outro trocador de calor com uma taxa $\dot{Q}_{out}$ antes de voltar aos tanques de combustível.

Na Figura 5c, o combustível sai do tanque principal da aeronave e é armazenado em um tanque de alimentação, onde será utilizado nos motores e como trocador de calor. Este modelo é similar à

arquitetura 2, porém, com a adição de um tanque de alimentação. Neste caso, o combustível não volta para o tanque principal da aeronave.

Por fim, a Figura 5d mostra um sistema onde o tanque principal alimenta um tanque de alimentação e o combustível segue para o primeiro trocador de calor, onde será aquecido com uma taxa $\dot{Q}_{in}$. Depois, o combustível pode seguir para os motores ou ser recirculado. No segundo caso, ele será resfriado em outro trocador de calor com uma taxa $\dot{Q}_{out}$ antes de voltar para o tanque principal. A diferença desta arquitetura em relação à arquitetura 3 é que o combustível recirculado volta para o tanque principal, enquanto na outra arquitetura o combustível volta para o tanque de alimentação.

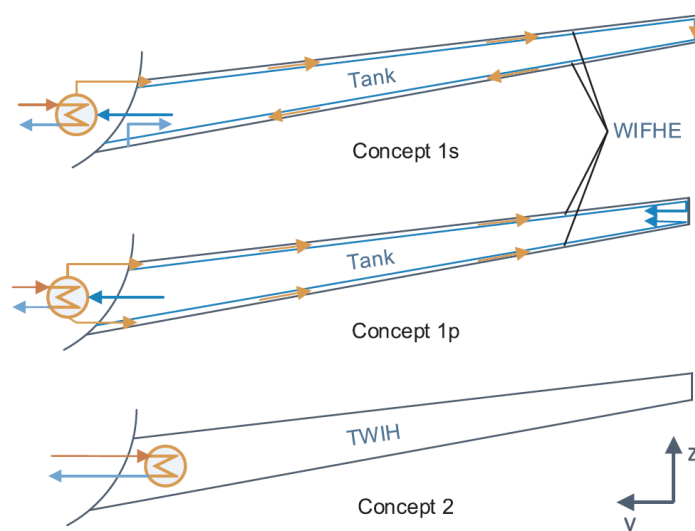
2.4 TRABALHOS RELACIONADOS

O trabalho desenvolvido por Qian, Nan e Yu (2016) utilizou o combustível como dissipador de calor dos sistemas de óleo, hidráulico, cabine e equipamentos elétricos de uma aeronave. Devido ao aumento da temperatura do combustível, foi proposto o uso das paredes do tanque de combustível como trocador de calor.

O FlowMaster foi utilizado para simular o gerenciamento térmico da aeronave, com o objetivo de obter os parâmetros de entrada dos tanques de combustível, os quais foram utilizados como condições de contorno no Fluent. Para determinar os coeficientes de transferência de calor por convecção interna e externa, o Fluent foi empregado para obter campos de temperatura tridimensionais nos tanques da aeronave. Neste trabalho, também foi monitorada a temperatura do combustível nos tanques para todo o envelope de voo, a fim de garantir que a temperatura permanecesse em uma faixa segura de operação. Os resultados mostram que a melhor configuração para o controle da temperatura do combustível ocorre quando a capacidade de troca de calor ar-combustível está na ordem de 10 kW.

O trabalho de Kellermann et al. (2020) avalia o uso do combustível como dissipador de calor em aeronaves, com o objetivo de diminuir o arrasto causado por sistemas de resfriamento convencionais. A aeronave utilizada como referência no estudo é de propulsão híbrida, onde é gerado um calor máximo de 126,1 kW. Foram propostos dois conceitos de trocadores de calor, como mostrado pela Figura 6.

Figura 6 – Conceitos dos resfriadores de combustível investigados



Fonte: Kellermann et al. (2020).

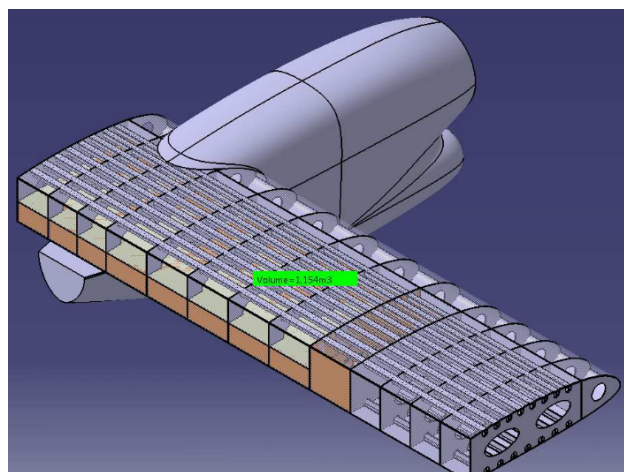
No primeiro, o combustível quente circula sob as superfícies das asas para resfriamento, sendo que este conceito é subdividido pela arquitetura do fluxo, podendo ser em série (Concept 1s) ou paralelo (Concept 1p). O segundo conceito (Concept 2) propõe o uso de trocadores de calor dentro dos tanques de combustível existentes. A modelagem empregada pelos autores utilizou métodos semi-empíricos, combinando os efeitos de convecção, condução e radiação.

Os resultados indicam que os Conceitos 1p e 1s são capazes de suprir toda a demanda de resfriamento, exceto quando a aeronave está taxiando. As subdivisões de arquitetura deste conceito obtiveram as mesmas capacidades de resfriamento em todos os pontos operacionais, porém, é necessário o dobro da potência hidráulica na arquitetura em série, quando comparada à arquitetura em paralelo. O Conceito 2 obteve resultados satisfatórios de resfriamento apenas na fase de decolagem, uma vez que nas outras fases de voo avaliadas, o nível de combustível é baixo.

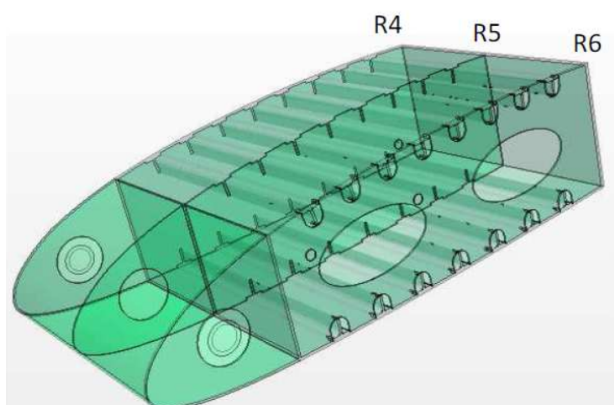
O estudo desenvolvido por Zilio et al. (2017) investigou o uso dos tanques de combustível como dissipadores de calor provenientes de outros sistemas em futuras aeronaves. A Figura 7a mostra a geometria do tanque desenvolvida em um *software* de desenho assistido por computador (CAD - *Computer Aided Design*). Ela foi baseada em uma seção do tanque de combustível de uma asa feita de alumínio de uma aeronave comercial regional do tipo turboélice. A partir do modelo CAD, a Figura 7b mostra a seção do tanque de combustível de referência utilizada na simulação, a qual considerou a região de três nervuras do tanque.

Figura 7 – Modelo geométrico desenvolvido no estudo

(a) Modelo CAD



(b) Modelo CFD



Fonte: Adaptado de Zilio et al. (2017).

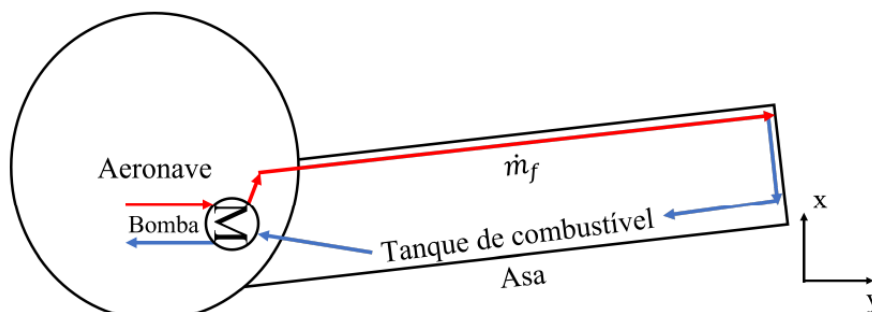
A análise numérica em CFD utilizou o *software* STAR-CCM+ e considerou os fenômenos físicos que caracterizam a transferência de calor dentro do tanque de combustível e a interface líquido-ar, onde o ar também contém vapor de combustível. Foram propostos seis casos, que variaram entre diferentes fases de voo e quantidade de combustível disponível, implementados por meio de condições de contorno para o problema. Os resultados possibilitaram mapear as temperaturas em todo o domínio, identificando regiões potencialmente perigosas.

No trabalho de Martins (2023), o autor desenvolveu um modelo numérico baseado no balanço de energia de um trocador de calor de superfície acoplado a um duto de combustível. Este duto é responsável por transferir o calor proveniente de outros sistemas da aeronave. O conceito do modelo

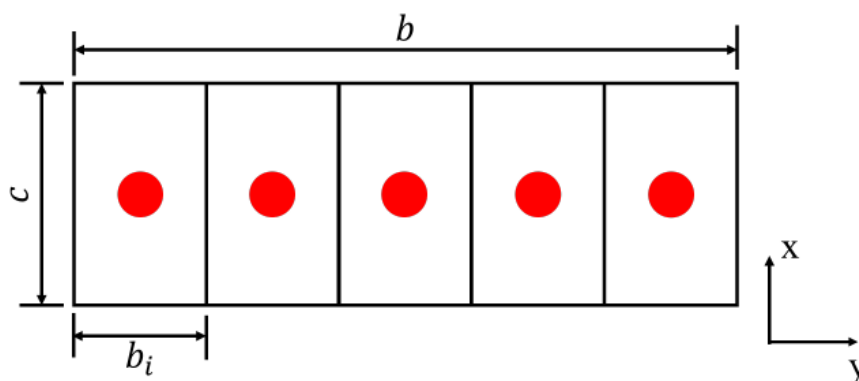
do trocador de calor pode ser visualizado na Figura 8a. O combustível quente é bombeado para a asa da aeronave na direção de sua envergadura, da raiz para a ponta. A Figura 8b mostra a discretização utilizada no problema, onde a asa foi dividida em seções.

Figura 8 – Trocador de calor utilizado no estudo

(a) Conceito



(b) Semi-asa seccionada



Fonte: Adaptado de Martins (2023).

A aeronave de referência escolhida foi o Airbus A320, e foram avaliados diferentes casos que variaram em relação à vazão mássica do combustível e temperatura do combustível para diferentes operações da aeronave, incluindo taxiamento, decolagem, subida e voo de cruzeiro. O estudo mostrou que, em quase todos os casos, o calor dissipado pelo trocador foi superior ao calor gerado pela aeronave. Além disso, vazões mássicas maiores combinadas com velocidades de operação mais baixas demonstraram alta eficiência e o potencial deste tipo de trocador de calor para ser utilizado no gerenciamento térmico de aeronaves.

3 METODOLOGIA

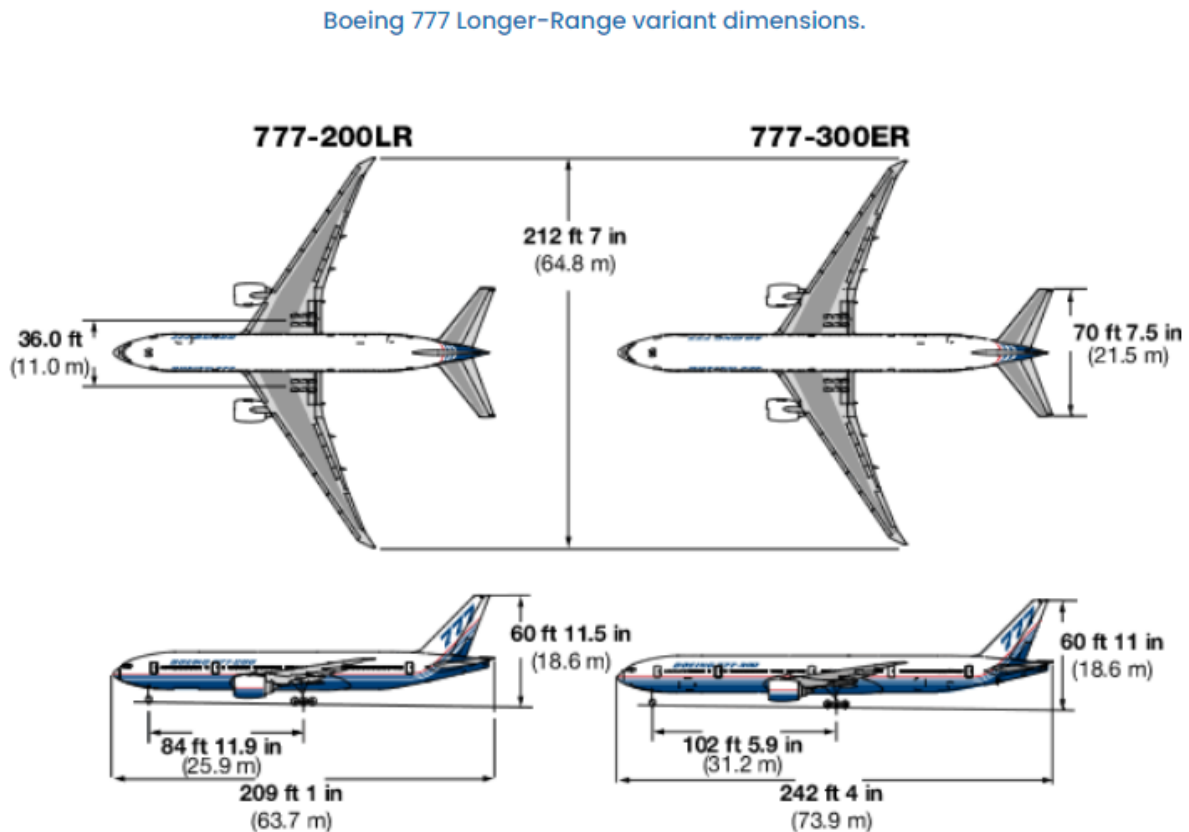
A metodologia adotada neste trabalho visa investigar numericamente a viabilidade do uso de combustível de uma aeronave como meio de troca de calor através da asa em aeronaves comerciais, utilizando modelagem computacional e simulações fluidodinâmicas computacionais (CFD). A seguir, serão detalhados os procedimentos e técnicas empregados para a realização do estudo.

3.1 GEOMETRIA

O modelo utilizado como referência para este estudo é o Boeing 777, lançado em 1994 e produzido até hoje. Com sua configuração do tipo *wide-body*, seu motor também é o maior já desenvolvido na história da aviação. Desde sua introdução, o 777 viabilizou viagens de longa distância com custo reduzido para os operadores e maior conforto aos passageiros. Atualmente, mais de 1.727 aeronaves deste modelo já foram construídas e entregues (BOEING, 2024).

Recentemente, a Boeing lançou a versão 777X. Ainda em testes, ela herdou muitas tecnologias do 787, que utilizou o conceito MEA em seu desenvolvimento. As principais dimensões da família 777 para as variantes de longo alcance (LR) e alcance estendido (ER) estão disponíveis na Figura 9.

Figura 9 – Dimensões do Boeing 777 nas variantes de longo alcance e alcance estendido



Fonte: Modern Airlines (2024).

Algumas das principais dimensões do Boeing 777-300ER estão listadas na Tabela 1, onde percebe-se a expressiva área da asa.

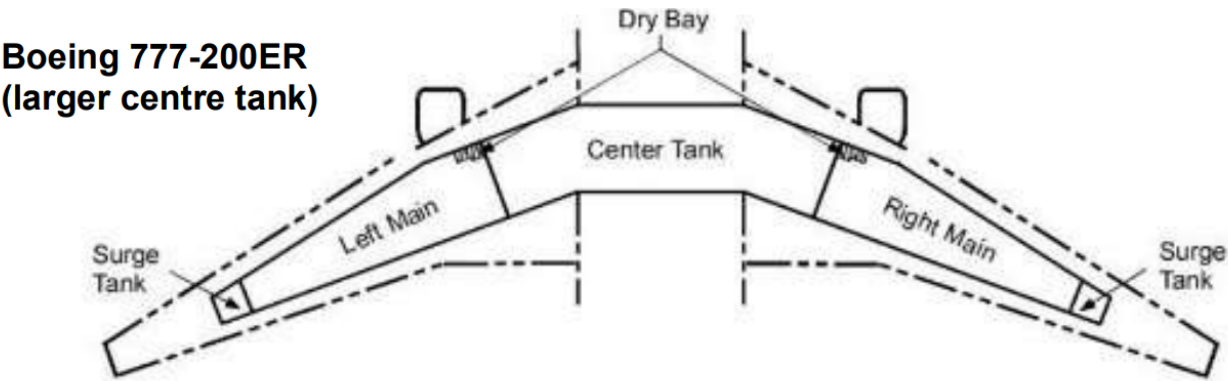
Tabela 1 – Especificações do Boeing 777-300ER

Parâmetro	Valor
Comprimento [m]	73,9
Envergadura [m]	64,8
Área da asa [m²]	436,8
Altura da cauda [m]	18,5
Largura da fuselagem [m]	6,2
Teto operacional [m (ft)]	13.140 (43.100)

Fonte: Adaptado de Modern Airlines (2024).

O combustível desta aeronave é armazenado em dois tanques principais localizados nas asas, um tanque central localizado na fuselagem e dois tanques de compensação (do inglês, *surge tank*) próximos às pontas da asa da aeronave, conforme ilustrado na Figura 10. Os tanques de compensação atuam como amortecedores para evitar que o combustível seja deslocado repentinamente, mantendo um fluxo mais estável e prevenindo problemas de alimentação do motor.

Figura 10 – Disposição dos tanques de combustível do Boeing 777-200ER



Fonte: Adaptado de Transport Safety Investigation Bureau (2018).

A capacidade total destes tanques está elencada na Tabela 2.

Tabela 2 – Capacidade de combustível do Boeing 777-200ER

Localização	Capacidade [kg]
Tanque central	77.063
Tanque direito	28.227
Tanque esquerdo	28.227

Fonte: Adaptado de Transport Safety Investigation Bureau (2018).

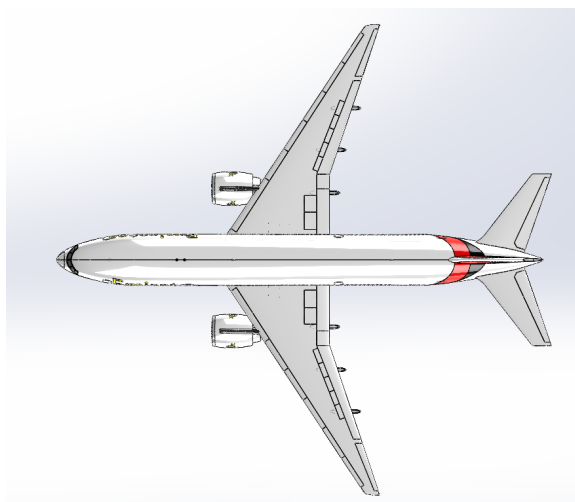
A partir de um modelo em escala real encontrado no acervo do GrabCAD (SABA, 2023), a geometria foi inicialmente avaliada através do *software* SolidWorks versão 2022 e está ilustrada na Figura 11.

Figura 11 – Modelo geométrico de referência utilizado

(a) Vista lateral



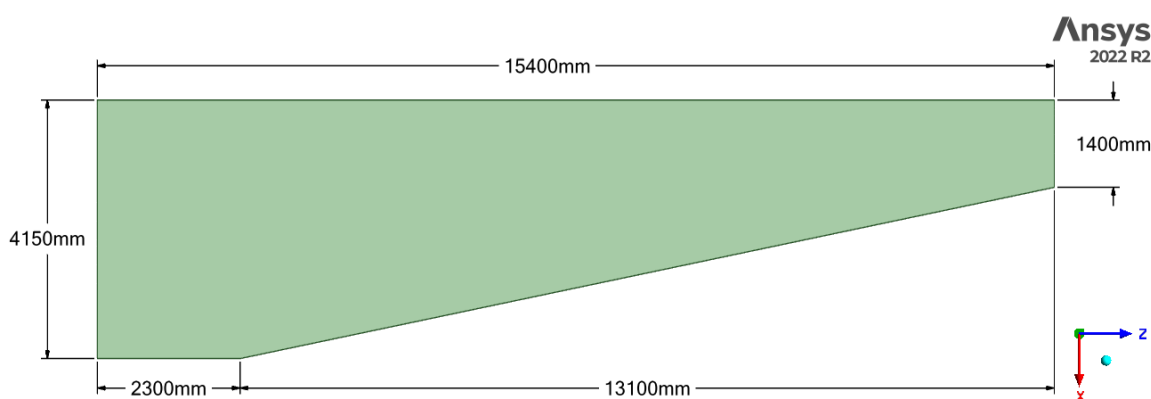
(b) Vista superior



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Utilizando a técnica de sobreposição da Figura 10 no modelo geométrico de referência (Figura 11), foram determinadas as dimensões do tanque direito (*Right Main*) do Boeing 777. Com base nessas medidas, desenvolveu-se um modelo geométrico para a região da asa, utilizando o *software* Ansys SpaceClaim, versão 2022 R2, conforme mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Modelo geométrico da região da asa analisada



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

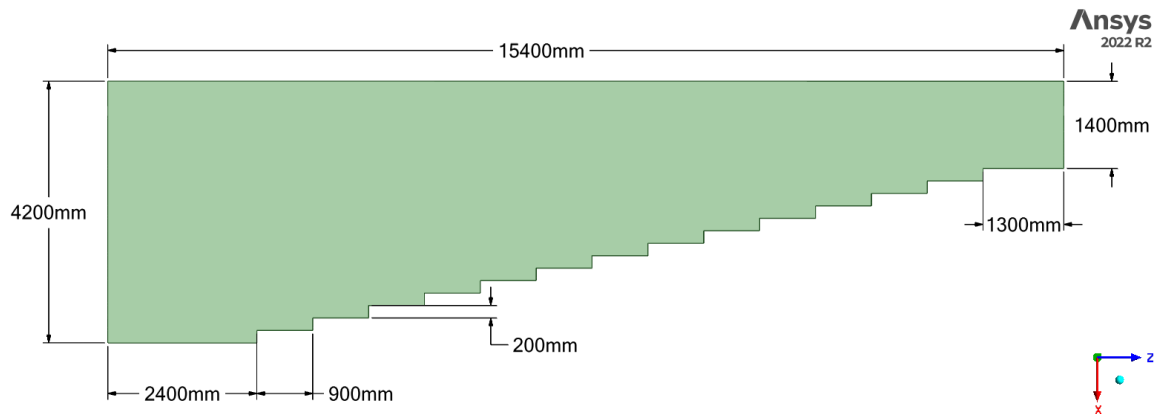
Com base nessa geometria, foram implementadas simplificações no modelo geométrico para alcançar uma representação viável e similar do sistema. Existem várias razões que justificam essa abordagem:

- Complexidade da geometria: o tanque acompanha o formato correspondente ao aerofólio da asa da aeronave, o que pode ser simplificado por uma superfície reta;
- Recursos computacionais: modelos geométricos muito detalhados podem exigir uma quantidade significativa de recursos computacionais para processamento e análise;
- Geração de malha: linhas poligonais podem resultar em uma qualidade de malha inferior e mais complexa;

- Modelo físico: a atribuição de condições de contorno pode ser facilitada em superfícies ortogonais ao escoamento.

Considerando as razões apontadas anteriormente, a geometria utilizada neste trabalho está ilustrada na Figura 13.

Figura 13 – Modelo geométrico simplificado da região da asa



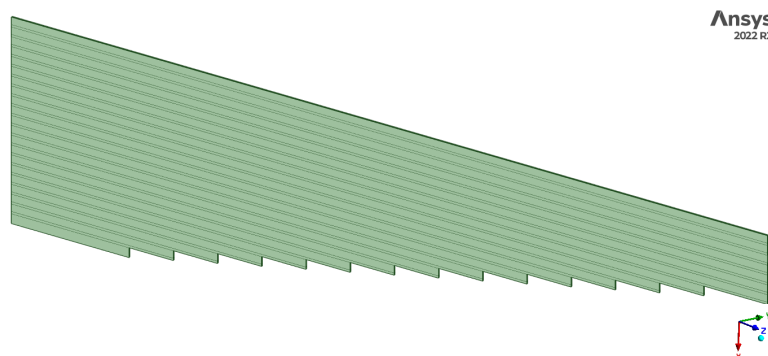
Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

O calor proveniente de fontes genéricas da aeronave será transferido ao combustível, e este escoará por dutos localizados entre o extradorso da asa e a parte superior do tanque. Para isso, foram modelados 20 dutos igualmente espaçados e de mesma altura e espessura, os quais utilizam o mesmo material do tanque de combustível (liga de alumínio 5052). Os dutos conectam as duas extremidades do tanque (raiz e ponta, direção z) e por isso variam em comprimento.

A geometria do trocador de calor foi concebida a partir de duas superfícies idênticas (Figura 13), correspondentes ao extradorso da asa e o topo do tanque de combustível. Entre essas superfícies, foram instalados os dutos pelos quais o fluido refrigerante flui, conforme observado na Figura 14.

Figura 14 – Vista trimétrica e lateral do trocador de calor

(a) Vista trimétrica



(b) Vista lateral

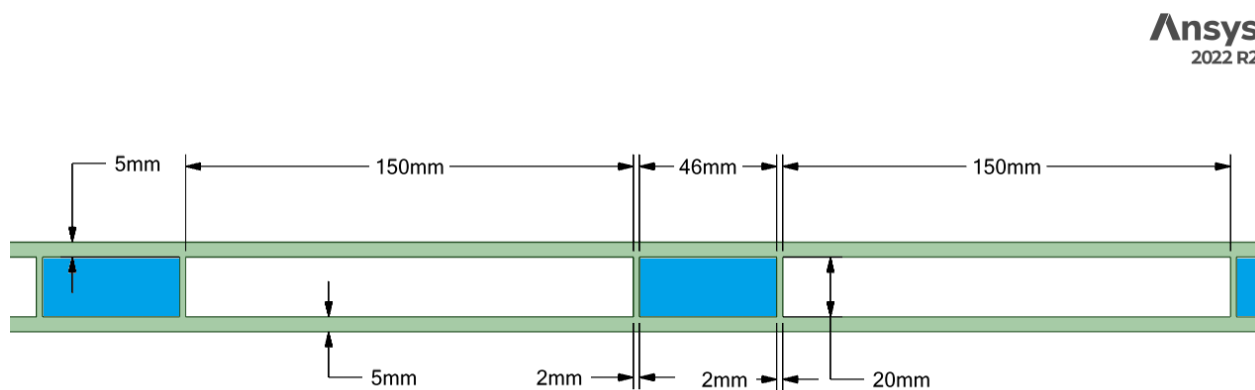


Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

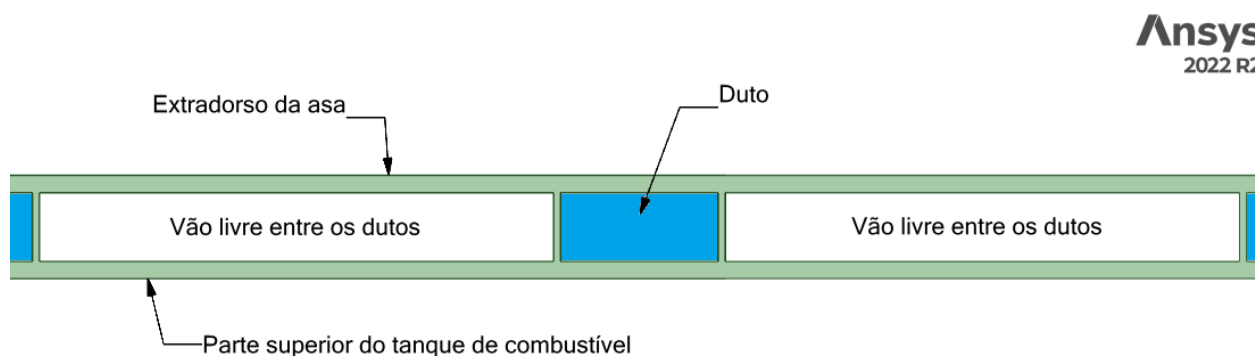
As dimensões dos dutos do trocador de calor, o espaçamento entre eles e as espessuras das chapas de alumínio para uma região do domínio estão dispostas na Figura 15a. A identificação de cada região do trocador de calor pode ser observada na Figura 15b. Em azul, estão destacados os dutos por onde o combustível flui.

Figura 15 – Vista lateral em detalhes do trocador de calor

(a) Vista lateral em detalhes



(b) Vista lateral com a nomenclatura das regiões



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

3.2 MALHA

O modelo geométrico criado no Ansys SpaceClaim foi reproduzido no Ansys ICEM CFD, versão 2022 R2, para gerar a malha do trocador de calor. Foram criadas malhas separadas para o domínio sólido (Figura 14) e para os dutos de escoamento, responsáveis pelo fluxo de combustível.

A geração da malha envolveu a utilização de elementos hexaédricos e a qualidade dos elementos foi avaliada por meio de métricas disponíveis no ICEM CFD. Essas métricas quantificam o nível de distorção dos elementos em relação a um elemento de referência ideal. Quanto mais elementos estiverem distorcidos, a interpolação dos cálculos de uma variável de um elemento ao outro gera maiores erros e a análise fica comprometida (ARAÚJO, 2020).

No total, foram criadas três malhas, variando em número de nós e elementos para realizar o estudo de convergência de malha. Esse estudo visa avaliar, o desempenho da simulação, sua convergência e a precisão dos resultados. Uma modelagem de malha mais fina normalmente resulta em uma solução

mais precisa, mas requer mais tempo de cálculo e recursos computacionais. Desta forma, é ideal obter uma malha que equilibre precisão e eficiência computacional.

Para os resultados, foram monitorados a temperatura no centro de um duto (T_{duto}) e a taxa de transferência de calor na superfície superior do trocador de calor ($\dot{Q}$), esta última obtida a partir da integração do fluxo de calor sobre a área da superfície superior.

As simulações utilizaram um computador com as seguintes configurações:

- Processador Intel Core i5-13500HX com 6 núcleos de *performance* e 8 núcleos de eficiência. A simulação utilizou o processamento em paralelo com 6 núcleos de *performance*;
- 32 GB de memória RAM DDR5 rodando à uma frequência de 4800 MHz. O fator de alocação de memória escolhido foi 2.

Como as simulações dependem principalmente do processador e da memória RAM, outras configurações como placa de vídeo e armazenamento interno não são relevantes para o desempenho das simulações.

Conforme será demonstrado mais adiante, parte dos estudos de caso envolverão escoamentos turbulentos nos dutos. Diante desse contexto, o parâmetro adimensional da distância entre o primeiro volume da malha e a parede, representada por y^+ , é um termo crucial a ser controlado. Essencialmente, essa métrica é empregada para determinar se a malha utilizada na simulação está suficientemente próxima da parede, permitindo a captura dos efeitos viscosos imediatamente adjacentes à superfície, especialmente em escoamentos limitados por paredes.

O modelo de turbulência escolhido para a simulação, o $k - \epsilon$, é mais preciso na região onde o escoamento turbulento é completamente desenvolvido, mas não é adequado em regiões próximas às paredes. Portanto, para representar com precisão o escoamento próximo à parede, recorre-se às funções de parede, as quais são empregadas para atender aos requisitos físicos específicos dessa região. Ao utilizar as funções de parede, não é necessário resolver a camada limite, pois o equacionamento é formulado de modo a capturar o comportamento do escoamento próximo à parede de maneira empírica.

Para utilizar as funções de parede, devem ser satisfeitas as condições listadas abaixo (MURAD, 2020):

- O valor de y^+ da primeira célula da malha, situada mais próxima à parede, deve estar entre 30 e 300. Um valor muito baixo invalida o modelo, enquanto um valor muito alto não resolve adequadamente a camada limite;
- Utilizar um modelo de turbulência de alto Reynolds;
- O objetivo da simulação não estar relacionado com as forças na parede.

De modo a atender todos os casos a serem avaliados mais à frente (Tabela 9), foi utilizado o seguinte equacionamento para estabelecer a altura do primeiro volume:

- 1º Passo - Velocidade do fluido de trabalho (V_{fuel} [m/s]): a velocidade do combustível escoando com vazão mássica $\dot{m}$ por um duto com área de seção transversal A_{duto} é dado por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$V_{fuel} = \frac{\dot{m}}{\rho_{fuel} A_{duto}} \quad (1)$$

onde ρ_{fuel} é a densidade do combustível [kg/m³].

- 2º Passo - Número de Reynolds do combustível (Re_{fuel}): este número adimensional representa a razão entre as forças de inércia e forças viscosas que agem sobre o fluido, sendo obtido por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$Re_{fuel} = \frac{\rho_{fuel} V_{fuel} D_h}{\mu_{fuel}} \quad (2)$$

onde D_h é o diâmetro hidráulico do duto [m] e μ_{fuel} a viscosidade dinâmica do combustível [Pa·s]. Para escoamento em dutos não circulares, o número de Reynolds é baseado no diâmetro hidráulico (D_h), sendo definido por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$D_h = \frac{4A_{duto}}{p} \quad (3)$$

onde p é o perímetro da seção transversal do duto [m]. Considera-se que o escoamento pelos dutos será turbulento se o número de Reynolds for maior que 10.000; caso contrário, será laminar (GHAJAR; CENGEL, 2014). Para os estudos de caso a serem implementados, o escoamento do combustível pode alcançar números de Reynolds turbulentos em algumas configurações, o que exigirá a adoção de um modelo de turbulência.

- 3º Passo - Coeficiente de atrito de parede (C_f): o coeficiente de atrito de parede é um parâmetro adimensional que define a fração da pressão dinâmica local que é percebida como tensão de cisalhamento na superfície. Para uma parede plana, ele pode ser obtido por (MURAD, 2020):

$$C_f = 0,0576 Re_{fuel}^{-0,2} \quad (4)$$

- 4º Passo - Tensão de cisalhamento (τ_f [Pa]): a tensão de cisalhamento na parede é calculada por (MURAD, 2020):

$$\tau_f = \frac{1}{2} \rho_{fuel} V_{fuel}^2 C_f \quad (5)$$

- 5º Passo - Velocidade de atrito (u_τ [m/s]): a velocidade de fricção pode ser calculada a partir de τ_f (MURAD, 2020):

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_f}{\rho_{fuel}}} \quad (6)$$

- 6º Passo - Altura do centroide (y_c [m]): a altura da primeira célula até o seu centroide é dada por (MURAD, 2020):

$$y_c = \frac{y^+ \mu_{fuel}}{\rho_{fuel} u_\tau} \quad (7)$$

Desta forma, com o valor da altura do centroide calculado, é possível criar a malha considerando o desenvolvimento da camada limite. A ferramenta *inflation* foi utilizada próxima às paredes dos dutos para garantir o valor de y^+ e permitir um crescimento suave dos volumes a partir da parede.

A Tabela 3 resume o número de nós e a convergência dos resultados obtidos para um caso a ser avaliado neste trabalho (Caso Cr-P-10 na Tabela 9). Ao comparar a malha mais refinada (Malha 1) com a menos refinada (Malha 3), observa-se que a malha mais refinada possui 9,5 vezes mais nós, resultando em um tempo de simulação 9,2 vezes maior em relação à malha menos refinada. Apesar dessa diferença significativa no número de nós e no tempo de simulação, os resultados apresentaram uma variação percentual máxima de apenas 0,25% para a temperatura (ΔT_{duto}) e 0,12% para a taxa de transferência de calor na superfície superior ($\Delta \dot{Q}$). Foi observado um comportamento semelhante com a Malha 2, onde o aumento do número de nós e do tempo de simulação não resultou em uma melhoria significativa na precisão dos resultados em comparação com a malha menos refinada. Com base nessa análise, a Malha 3 foi escolhida para ser utilizada nas simulações subsequentes.

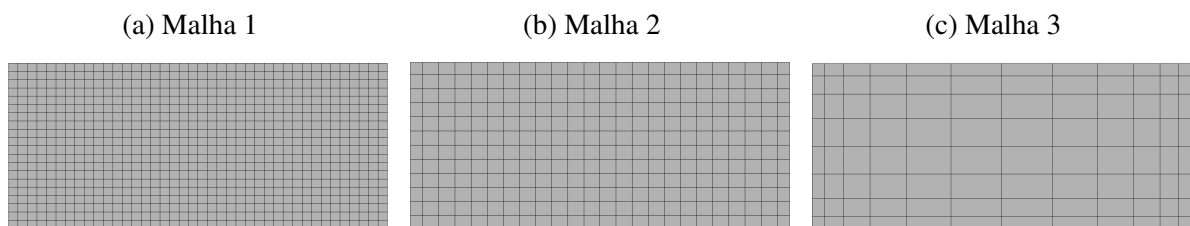
Tabela 3 – Comparativo entre as malhas criadas

Malha	Número de Nós	T_{duto} [°C]	ΔT_{duto} [%]	$\dot{Q}$ [W]	$\Delta \dot{Q}$ [%]	Tempo de CPU [s]
1	3.120.390	50,012	0,25	-443.671	0,12	5.623
2	857.290	49,945	0,12	-444.085	0,03	1.553
3	390.170	49,887	-	-444.208	-	612

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Apenas para ilustrar uma parte do domínio da simulação correspondente a um dos dutos, a Figura 16 apresenta uma visão qualitativa do tamanho dos volumes obtido em cada malha.

Figura 16 – Malhas propostas para os dutos



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

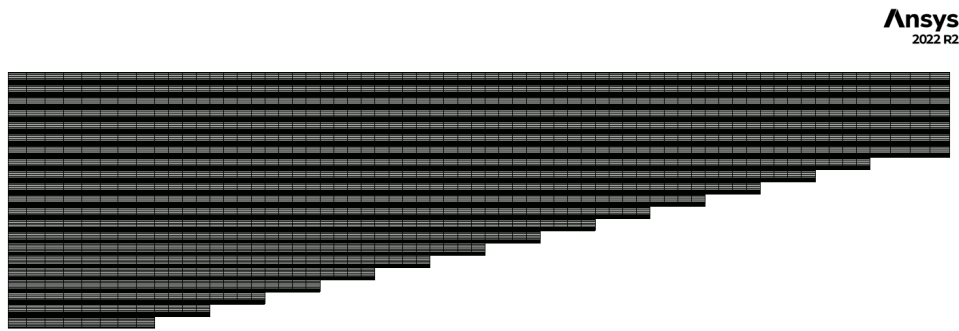
A Malha 3, referente à geometria sólida do trocador de calor, está disposta na Figura 17.

Os parâmetros de qualidade da malha avaliados pelo Ansys CFX incluem a ortogonalidade mínima, o fator de expansão máximo e a razão de aspecto máxima. Esses parâmetros são calculados no início da simulação pelo Solver Manager e utilizam como referência as métricas estabelecidas na Tabela 4.

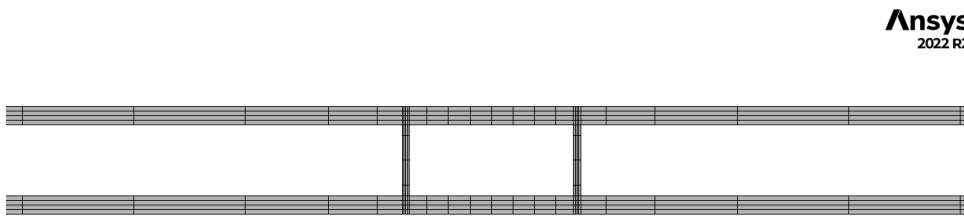
Os valores obtidos a partir da Malha 3, utilizada ao longo do trabalho, estão listados na Tabela 5. Percebe-se que a ortogonalidade atingiu valores satisfatórios, uma vez que o valor mínimo obtido foi de 89,9°. Essa medida indica o alinhamento das linhas da malha com as direções de fluxo ou com a geometria da superfície que está sendo discretizada. O Fator de Expansão máximo atingiu métricas

Figura 17 – Malha criada para a geometria sólida

(a) Vista frontal



(b) Detalhe da vista lateral



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Tabela 4 – Limites da qualidade da malha

Parâmetro	Referência	Valor
Ortogonalidade Mínima (<i>Ortho</i>) [°]	Bom	$Ortho > 50$
	Aceitável	$20 < Ortho < 50$
	Questionável	$Ortho < 20$
Fator de Expansão Máximo (<i>EF</i>) [-]	Bom	$EF < 5$
	Aceitável	$5 < EF < 20$
	Questionável	$EF > 20$
Razão de Aspecto Máxima (<i>AR</i>) [-]	Bom	$AR < 100$
	Aceitável	$100 < AR < 1000$
	Questionável	$AR > 1000$

Fonte: Adaptado de Ansys (2021).

questionáveis, ligeiramente acima do limite considerado aceitável, com um valor de $EF = 20$. Essa medida avalia a mudança no volume entre duas células vizinhas. A Razão de Aspecto máxima obtida é de $AR = 650$, considerada aceitável. Essa razão representa a relação entre o comprimento da aresta mais longa e o comprimento da aresta mais curta na malha, sendo utilizada para avaliar a variação dos comprimentos das arestas na malha.

Tabela 5 – Estatísticas de qualidade da Malha 3

Parâmetro	Valor	Referência
Ortogonalidade Mínima (<i>Ortho</i>) [°]	89,9	Bom
Fator de Expansão Máximo (<i>EF</i>) [-]	20	Questionável
Razão de Aspecto Máxima (<i>AR</i>) [-]	650	Aceitável

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

A malha utilizada, portanto, cumpre com todas as métricas avaliadas como boas ou aceitáveis pelo

software utilizado.

3.3 MODELAGEM DOS FENÔMENOS

A formulação do problema considera as hipóteses de escoamento em regime permanente e incompressível, sem forças de campo. O domínio da simulação inclui somente as paredes sólidas do trocador e o escoamento do fluido no seu interior, por meio dos dutos, sendo que a influência do escoamento externo do ar é inserida por meio de condições de contorno. Para a solução do problema, as equações de conservação a serem descritas a seguir são resolvidas nos domínios com fluido (continuidade, quantidade de movimento e energia) e com sólido (energia).

3.3.1 Equação da Continuidade

A equação da continuidade baseia-se no princípio da conservação de massa, onde a quantidade de massa que entra em um sistema é igual à quantidade que dele sai. No estudo dos fluidos, ela é dada por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (8)$$

onde ρ é a densidade do fluido, t é o tempo e $\vec{V}$ é o vetor da velocidade de escoamento.

Desprezando os efeitos da compressibilidade do fluido (densidade constante):

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (9)$$

Isto implica que o divergente do campo vetorial da velocidade é zero.

3.3.2 Equação da Quantidade de Movimento

A equação da quantidade de movimento é obtida a partir da segunda lei de Newton para um elemento diferencial de volume de controle. Segundo Ghajar e Cengel (2014), a força líquida que age sobre o volume de controle é igual a massa vezes a aceleração do elemento fluido dentro do volume de controle, que também é igual à taxa líquida de quantidade de movimento que sai do volume de controle.

A equação da quantidade de movimento é dada por (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{V}) + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} \otimes \vec{V}) = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot \tau - \vec{\nabla} \tilde{P} \quad (10)$$

onde $\vec{g}$ é a aceleração gravitacional, τ é o tensor tensão de Cauchy e $\tilde{P}$ é a pressão.

Desprezando os efeitos da compressibilidade, do termo transiente e de forças de campo:

$$\rho \vec{\nabla} \cdot (\vec{V} \otimes \vec{V}) = \vec{\nabla} \cdot \tau - \vec{\nabla} \tilde{P} \quad (11)$$

3.3.3 Equação da Energia

A equação da energia baseia-se da primeira lei da termodinâmica, onde a taxa de variação de energia é igual à diferença entre a taxa de calor que entra e sai do sistema, somada à taxa de trabalho realizado pelo sistema. Esta equação é representada pela soma da energia interna, energia cinética e potencial gravitacional e pode ser expressa por (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007):

$$\frac{\partial(\rho\tilde{h})}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho\tilde{h}\vec{V}) = -\tilde{P}\vec{\nabla} \cdot \vec{V} + \vec{\nabla} \cdot (k_t\vec{\nabla}T) + \Phi + S_i \quad (12)$$

onde $\tilde{h}$ é a entalpia estática, k_t a condutividade térmica, T a temperatura, Φ a dissipação viscosa e S_i a fonte interna de calor.

Para sistemas modelados em regime permanente e escoamentos incompressíveis, sem dissipação viscosa e geração interna de energia:

$$\rho\vec{\nabla} \cdot (\tilde{h}\vec{V}) = -\tilde{P}\vec{\nabla} \cdot \vec{V} + k_t\vec{\nabla}^2T \quad (13)$$

3.4 MODELOS DE TURBULÊNCIA

A modelagem de turbulência desempenha um papel essencial na engenharia, pois a maioria dos escoamentos reais estudados apresenta turbulência. Na fluidodinâmica computacional, a solução de escoamentos laminares é resolvida utilizando as equações de Navier-Stokes. Embora existam simulações de escoamentos turbulentos que não utilizam uma modelagem específica de turbulência, os modelos de turbulência são amplamente empregados para esse tipo de solução.

O escoamento turbulento é caracterizado pela rápida mistura das partículas do fluido à medida que se movem ao longo do escoamento, devido às flutuações aleatórias no campo de velocidade, e segue um processo de cascata. O escoamento turbulento é composto por milhares de vórtices possuindo uma quantidade de energia, sendo que os vórtices maiores se separam, transferindo energia para os vórtices menores, os quais também se separam, transferindo a energia novamente. O processo finaliza ao dissipar a energia cinética turbulenta em forma de calor por conta da viscosidade molecular (MOUKALLED; MANGANI; DARWISH, 2015).

O modelo $k - \epsilon$ é um dos modelos que foram desenvolvidos e foi escolhido para as simulações deste trabalho. Este é um dos modelos de turbulência mais utilizados nas simulações CFD devido à sua versatilidade e precisão com um baixo custo computacional. Basicamente, o modelo $k - \epsilon$ baseia-se em duas equações de conservação: uma equação de transporte para a energia cinética turbulenta (k) e uma para a dissipação (ϵ).

Assumindo que as tensões de Reynolds são proporcionais aos gradientes de velocidade média, a viscosidade turbulenta (μ_t) é dada por (FILHO; MOUNSIF, 2008):

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (14)$$

onde C_μ é a constante de proporcionalidade definida empiricamente.

Os valores de k e ϵ são obtidos a partir das seguintes equações de conservação, considerando regime permanente, escritas em notação indicial (FILHO; MOUNSIF, 2008):

$$\frac{\partial(\rho V_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_k + G_k - \rho \epsilon \quad (15)$$

$$\frac{\partial(\rho V_i \epsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (P_k + G_k) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (16)$$

onde x_i é uma coordenada cartesiana, μ a viscosidade dinâmica, $C_{1\epsilon}$ e $C_{2\epsilon}$ são constantes empíricas, σ_k e σ_ϵ são os números de Prandtl governando a difusão turbulenta de k e ϵ , respectivamente.

O termo P_k é a taxa de produção de energia cinética turbulenta e G_k é a geração de energia cinética turbulenta por efeitos de empuxo, dados por (FILHO; MOUNSIF, 2008):

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial V_j}{\partial x_i} + \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \right) \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \quad (17)$$

$$G_k = \gamma_t \vec{g} \frac{\mu_t}{Pr} \frac{\partial \theta}{\partial x_i} \quad (18)$$

onde γ_t é o coeficiente de dilatação térmica, Pr o número de Prandtl e θ representa a variável de transporte específica para a turbulência causada por gradientes de temperatura.

3.5 TIPOS DE OPERAÇÃO

No que diz respeito à operação da aeronave, são estudados dois casos com o objetivo de investigar a influência da altitude ($\bar{h}$), temperatura (T_∞) e velocidade do escoamento de ar (V_∞) sobre as superfícies da asa, conforme mostrado pela Tabela 6.

Tabela 6 – Tipos de operação estudados

Operação	$\bar{h}$ [m (ft)]	T_∞ [K]	V_∞ [m/s (Ma)]
Parado em Solo (AOG)	750 (2.460)	296,00	3,64 (0,01)
Cruzeiro (Cr)	10.668 (35.000)	218,81	249,09 (0,84)

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Na condição parado em solo (AOG - *Aircraft On Ground*), foram extraídos dados de temperatura do ar e velocidade do vento do Aeroporto Internacional de São Paulo/Guarulhos (ONLINE, 2024). Os dados extraídos utilizaram como referência o mês de janeiro, historicamente o mês mais movimentado do aeroporto (GRU AIRPORT, 2024). Além disso, os valores referem-se às médias obtidas no ano de 2024.

Para o segundo caso, na condição de voo de cruzeiro (Cr), foram utilizadas equações apresentadas na Subseção 3.8.1, com base na atmosfera ISA+0 para cálculo da temperatura do ar e velocidade do escoamento, a partir da altitude ($\bar{h}$) e número de Mach (Ma).

3.6 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Na presente seção, serão discutidas as condições de contorno aplicadas ao modelo do trocador de calor em estudo. Essas condições abrangem o escoamento do fluido refrigerante pelos dutos do trocador, o tipo de troca de calor, simplificações da geometria sólida, a interface entre o fluido e o sólido e o critério de convergência da simulação.

3.6.1 Escoamento de Combustível

O combustível fluirá através dos dutos do trocador de calor, sendo que as condições de contorno para a entrada desses dutos consistem em um fluxo determinado pela vazão mássica ($\dot{m}$) e uma temperatura prescrita (T_{fuel}), que foi arbitrariamente definida e será apresentada posteriormente.

Na saída dos dutos, a condição de contorno é definida por uma pressão estática média. Nesse contexto, a pressão relativa é nula, o que significa que o fluido deixa o sistema com a pressão de referência de 1 atm.

3.6.2 Face Superior do Domínio Sólido

A fim de avaliar o tipo de transferência de calor entre o escoamento externo de ar e o trocador de calor, foi calculado o número de Grashof (Gr_L). Este parâmetro representa a relação entre as forças de empuxo e as forças viscosas e tem como objetivo avaliar o efeito da convecção natural. O número de Grashof é dado por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$Gr_L = \frac{\vec{g}\beta(T_s - T_\infty)L_c^3}{\nu^2} \quad (19)$$

onde β é o coeficiente de expansão volumétrica, T_s é a temperatura da superfície, L_c é o comprimento característico da geometria e ν é a viscosidade cinemática.

O número de Reynolds local para uma posição ou comprimento x do trocador de calor é definido como (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$Re_x = \frac{\rho V_\infty x}{\mu_\infty} \quad (20)$$

onde μ_∞ é a viscosidade dinâmica do ar.

Para investigar a contribuição da convecção natural e forçada do escoamento externo nas simulações, o coeficiente Gr_L/Re_x^2 destaca a importância relativa de cada modo de transferência de calor. Se Gr_L/Re_x^2 for muito maior que 1, os efeitos de convecção forçada são desprezíveis, devido à maior contribuição das forças de empuxo e consequentemente a convecção natural. Se Gr_L/Re_x^2 for muito menor que 1, as forças de empuxo são desprezíveis e a convecção forçada deve ser considerada. Caso Gr_L/Re_x^2 seja próximo de 1, as forças de inércia e empuxo estão presentes e, neste caso, as convecções natural e forçada devem ser consideradas (GHAJAR; CENGEL, 2014).

A Tabela 7 apresentada a seguir mostra a análise da convecção natural e forçada para os dois tipos de operação a serem estudados (Subseção 3.5), a partir do número de Grashof e número de Reynolds.

Como pode ser observado, o coeficiente Gr_L/Re_x^2 é próximo de zero para os dois tipos de operação investigados: parado em solo e voo de cruzeiro. Desta forma, a convecção natural será desprezada e apenas os efeitos da convecção forçada serão considerados.

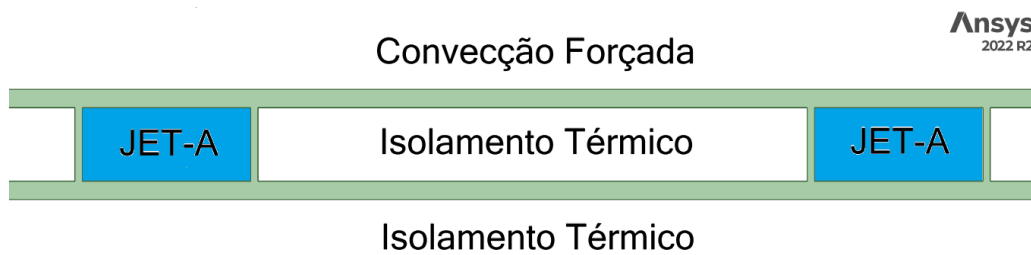
Tabela 7 – Parâmetros e regimes de transferência de calor em diferentes condições de operação

Operação	Gr_L	Re_x	Gr_L/Re_x^2	Transferência de Calor
Parado em solo	$1,125 \times 10^{10}$	$2,705 \times 10^5$	0,154	Convecção forçada
Cruzeiro	$6,097 \times 10^9$	$7,515 \times 10^6$	$1,080 \times 10^{-4}$	Convecção forçada

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

A transferência de calor por convecção, mencionada anteriormente, ocorre somente na superfície superior do domínio sólido, representando a interface do escoamento do ar externo com o extradorso da asa da aeronave. Devido à significativa convecção forçada que ocorre nesta superfície, os vãos livres entre os dutos e a placa inferior do sólido, que representa o tanque de combustível, são considerados adiabáticos (KELLERMANN et al., 2020). A Figura 18 ilustra este cenário.

Figura 18 – Vista lateral do trocador de calor ilustrando a transferência de calor por convecção



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Uma vez estabelecido que a troca de calor através da superfície superior ocorre por convecção forçada, faz-se necessário estabelecer o número de Nusselt (Nu). Este parâmetro expressa a relação entre a transferência de calor por convecção e a transferência de calor por condução, sendo empregado para adimensionalizar o coeficiente de transferência de calor por convecção (h). Sua formulação é dada por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$Nu = \frac{hL_c}{k_\infty} \quad (21)$$

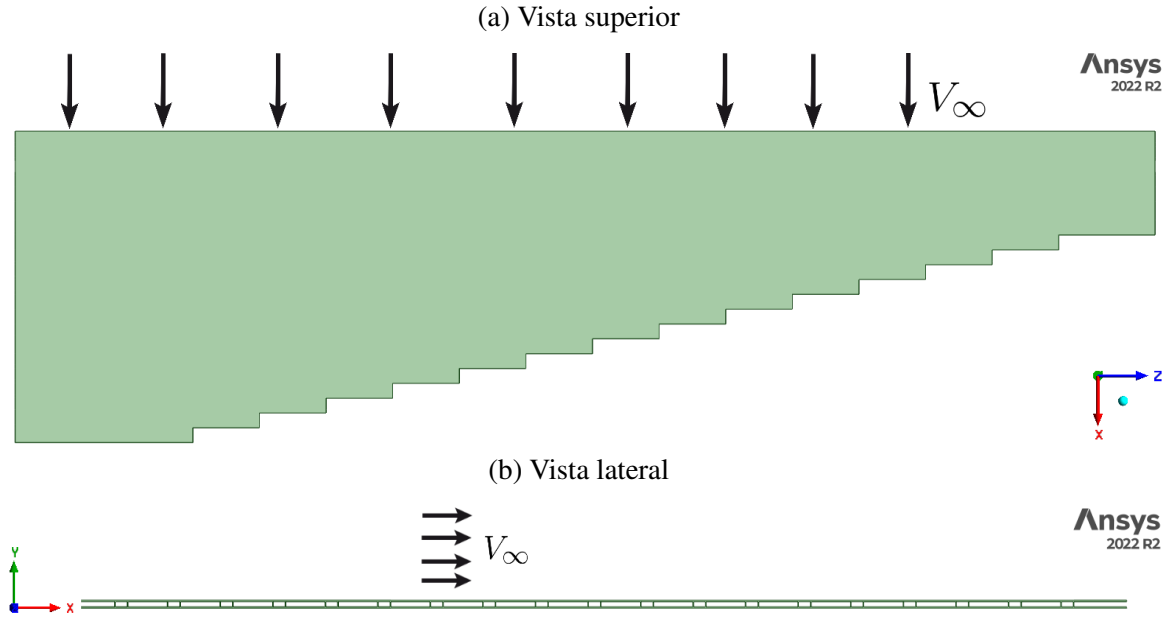
onde k_∞ é a condutividade térmica do ar.

Considerando o formato de uma asa e a geometria simplificada desenvolvida, assumindo que não há enflechamento e que a aeronave está em ângulo de ataque nulo, o problema do escoamento do ar externo pode ser simplificado como um escoamento paralelo sobre uma placa plana, escoando na direção +x, conforme mostrado pela Figura 19.

O número de Prandtl (Pr) é um parâmetro adimensional definido como a razão da difusividade de momento pela difusividade térmica de um fluido. Matematicamente (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$Pr = \frac{\mu_\infty C_{p,\infty}}{k_\infty} \quad (22)$$

Figura 19 – Vista da geometria com o escoamento externo (convecção forçada)



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

O coeficiente de transferência de calor por convecção local em uma posição x (h_x) pode ser obtido através do número de Nusselt local definido como (GHAJAR; CENGEL, 2014):

- Escoamento laminar, para $Pr > 0,6$ e $Re_x < 500.000$:

$$Nu = 0,332 Re_x^{0,5} Pr^{1/3} \quad (23)$$

- Escoamento turbulento, para $0,6 \leq Pr \leq 60$ e $500.000 \leq Re_x \leq 10^7$:

$$Nu = 0,0296 Re_x^{0,8} Pr^{1/3} \quad (24)$$

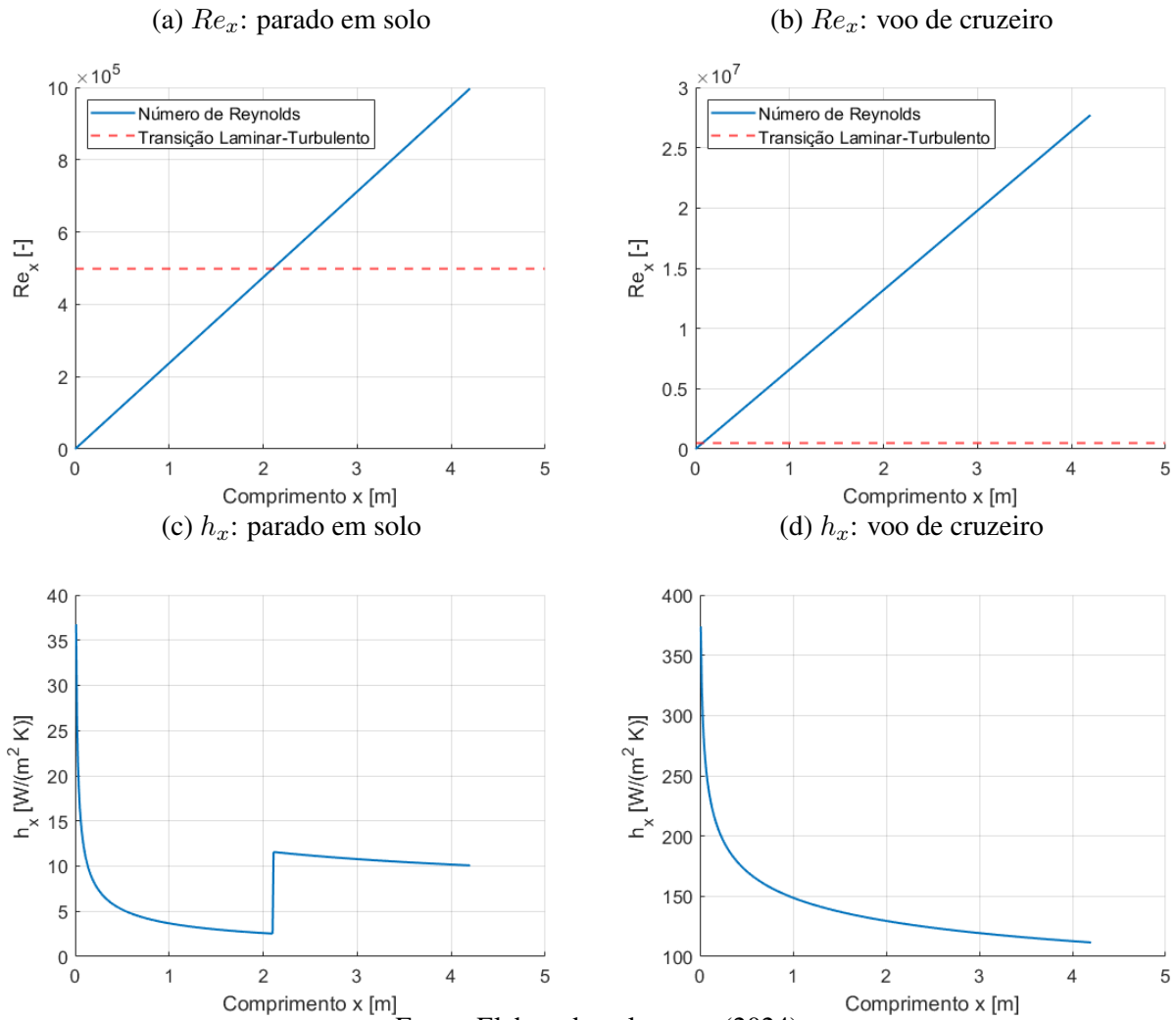
Devido às elevadas velocidades encontradas no extradorso, os efeitos da compressibilidade podem ser significativos, dependendo das condições operacionais da aeronave. No entanto, essas correlações pressupõem escoamento incompressível para simplificação das análises.

Portanto, a transferência de calor por convecção forçada pode ser do tipo laminar ou turbulenta, sendo que a transição ocorre em $Re_x > 500.000$.

A partir dos tipos de operação da aeronave investigados e apresentados na Tabela 6, é possível calcular o número de Reynolds ao longo do extradorso, utilizando a Equação 20. Considerando o seu comprimento lateral máximo de 4,2 m (direção +x), os gráficos da Figura 20 ilustram a variação do número de Reynolds, a transição do regime laminar para o turbulento e o coeficiente de transferência de calor por convecção local para ambos os casos de tipo de operação.

Observando a Figura 20a, válida para o caso da aeronave parada em solo, nota-se que a transição de escoamento laminar para turbulento ocorre em 2,09 m, representando aproximadamente 50% do comprimento total que está na direção do escoamento do ar. Nesse cenário, a simulação incorpora

Figura 20 – Número de Reynolds, transição de regime e coeficiente de transferência de calor por convecção ao longo do comprimento



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

ambos os tipos de convecção forçada. O comportamento do coeficiente de transferência por convecção para este caso pode ser visualizado na Figura 20c, onde claramente nota-se a ocorrência da transição.

Analisando a Figura 20b, representativa do caso do avião em voo de cruzeiro, observa-se que a transição laminar-turbulenta ocorre logo no início do extradorso, em 0,08 m, em virtude da elevada velocidade envolvida. Como este valor representa menos de 5% do comprimento total, apenas a convecção forçada do tipo turbulenta será considerada na simulação. O comportamento do coeficiente de transferência de calor por convecção para este caso pode ser visualizado na Figura 20d, sendo sua magnitude expressivamente maior do que o outro caso. Salienta-se que os gráficos da Figura 20 estão em escalas diferentes para facilitar a visualização e compreensão dos dados apresentados.

3.6.3 Interface Fluido-Sólido

A interface fluido-sólido é responsável por criar o acoplamento entre as malhas da superfície sólida e as malhas por onde escoar o combustível.

No que diz respeito às condições de contorno desta interface, foram utilizados os seguintes modelos:

- Massa e momento: foi habilitada a condição de não deslizamento da parede. Esta condição impõe uma velocidade nula na parede e resulta em um gradiente de velocidade próximo da parede para o escoamento viscoso;
- Rugosidade da parede: esta condição de contorno considerou a parede como uma superfície lisa e sem irregularidades significativas, resultando em um escoamento próximo à parede que segue a condição de não deslizamento;
- Transferência de calor: foi empregado um modelo conservativo para o fluxo de energia. Isto possibilita que a energia térmica seja preservada durante a transferência entre o fluido e o sólido, levando em consideração a variação das temperaturas e outras propriedades termodinâmicas ao longo da interface.

3.7 CALOR EXTRAÍDO

Para sistemas em regime permanente com uma entrada e uma saída, a vazão mássica que entra no volume de controle deve ser igual a vazão mássica que sai do volume de controle ($\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out} = \dot{m}$). Desprezando o trabalho e as variações de energia cinética e potencial, o balanço de energia para o combustível que flui pelos dutos do trocador de calor é dado por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$\dot{Q}_{fuel} = \dot{m}C_{p,fuel}\Delta T_{fuel} \quad (25)$$

onde $C_{p,fuel}$ é o calor específico à pressão constante do combustível e ΔT_{fuel} é a diferença de temperatura do combustível na entrada e saída de cada duto.

Estes valores serão calculados e apresentados no capítulo de resultados.

3.8 PROPRIEDADES MATERIAIS

3.8.1 Propriedades do Ar

A Atmosfera ISA (*International Standard Atmosphere*, em inglês) é empregada para padronizar e estabelecer uma base consistente para comparações de desempenho e projetos de aeronaves. Foram utilizadas como referência as propriedades da Atmosfera ISA para a operação em voo de cruzeiro, bem como seu equacionamento para os dois tipos de operação investigados. As equações dos parâmetros do ar que se seguem são aplicáveis à troposfera, que se estende até 11.000 metros de altitude, um valor superior àquele abordado nos estudos de caso. Esses parâmetros dependem da temperatura do ar (T_∞) que, por sua vez, varia com a altitude ($\bar{h}$ [m]).

- Temperatura (T_∞ [K]): A temperatura da atmosfera em função da altitude $\bar{h}$ é calculada por (SADRAEY, 2017):

$$T_\infty = T_0 - L\bar{h} \quad (26)$$

onde $T_0 = 288,15$ K e $L = 6,5 \times 10^{-3}$ K/m.

- Pressão (P_∞ [Pa]): A pressão da atmosfera em função da altitude é calculada por (SADRAEY, 2017):

$$P_\infty = P_0 \left(\frac{T_\infty}{T_0} \right)^{\frac{\bar{g}}{LR}} \quad (27)$$

onde $P_0 = 101.325$ Pa e $R = 287,0529$ J/(kg·K).

- Densidade (ρ_∞ [kg/m³]): A densidade do ar em função altitude é dada por (SADRAEY, 2017):

$$\rho_\infty = \frac{P_\infty}{RT_\infty} \quad (28)$$

- Viscosidade dinâmica (μ_∞ [N·s/m²]): A viscosidade dinâmica do ar pode ser calculada a partir da seguinte equação (SADRAEY, 2017):

$$\mu_\infty = \frac{c\sqrt{T_\infty}}{1 + (b/T_\infty)} \quad (29)$$

onde $c = 1,485 \times 10^{-6}$ kg/(m·s·K^{0,5}) e $b = 110,4$ K.

- Velocidade do som (a [m/s]): a velocidade do som em função da temperatura é dada por (SADRAEY, 2017):

$$a = \sqrt{\gamma RT_\infty} \quad (30)$$

onde $\gamma = 1,4$ para as condições deste trabalho.

- Calor específico à pressão constante do ar ($C_{p,\infty}$ [J/(kg·K)]): o valor para o calor específico à pressão constante é calculado por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$C_{p,\infty} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R \quad (31)$$

- Coeficiente de condutividade térmica (k_∞ [W/(m·K)]): o coeficiente de condutividade térmica do ar pode ser obtido a partir da temperatura da atmosfera e é dado por (GHAJAR; CENGEL, 2014):

$$k_\infty = 0,0198 + 7,5 \times 10^{-5}(T_\infty - 223) \quad (32)$$

3.8.2 Propriedades do Combustível

O combustível utilizado na aeronave objeto de estudo é o querosene de aviação, empregado em motores a jato e caracterizado por sua cor transparente e ausência de chumbo ou parafina. Há duas variações para este mesmo combustível: o JET-A1 e o JET-A. A principal diferença entre eles reside no ponto de congelamento e nos aditivos utilizados. Enquanto o JET-A possui um ponto de congelamento

de -40°C , o JET-A1 possui um ponto de congelamento de -47°C . Além disso, o JET-A1 possui aditivos que reduzem a carga estática do combustível. Em 2022, o Brasil teve o início da migração do JET-A1 para o JET-A (ABAG, 2021), já que os dois combustíveis podem ser usados sem a necessidade de mudanças ou reprogramações dos motores. As propriedades do combustível aqui listadas são referentes ao JET-A:

- Densidade (ρ_{fuel} [kg/m^3]): a densidade do combustível, em função de sua temperatura (T_{fuel}) é dado por (BRUNO et al., 2010):

$$\rho_{fuel} = -0,0002T_{fuel}^2 - 0,6533T_{fuel} + 997,04 \quad (33)$$

- Capacidade calorífica à pressão constante ($C_{p,fuel}$ [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$): o valor para o calor específico do combustível à pressão constante, em função da temperatura é calculado por (BRUNO et al., 2010):

$$C_{p,fuel} = (0,004T_{fuel} + 0,7795) \times 10^3 \quad (34)$$

- Viscosidade dinâmica (μ_{fuel} [$\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$): a viscosidade dinâmica do combustível em função de sua temperatura (BRUNO et al., 2010):

$$\mu_{fuel} = (0,1862T_{fuel}^2 - 134,18T_{fuel} + 24720) \times 10^{-6} \quad (35)$$

- Condutividade térmica (k_{fuel}): segundo Bruno et al. (2010), a condutividade térmica do combustível foi considerada constante, com valor de $k_{fuel} = 0,125 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, devido à sua pouca variação em relação à temperatura.
- Massa molar (MM): a massa molar é constante, com o valor de $MM = 151,9 \text{ g/mol}$ (STANFORD, 2018)
- Temperatura de autoignição (T_{ai}): de acordo com o estudo de Martin e Shepherd (2021), a temperatura de autoignição do combustível JET-A é de $T_{ai} = 498 \pm 3 \text{ K}$.

3.8.3 Propriedades da Geometria Sólida

O material escolhido para todo o domínio sólido foi a liga de alumínio Al 5052. Esta liga, de qualidade aeronáutica, possui uma das maiores resistências em sua classe, sendo altamente resistente à fadiga e à corrosão. Devido à sua flexibilidade, é amplamente utilizada na fabricação de tanques de combustível pela indústria (Thyssenkrupp Materials UK, 2023). Na Tabela 8, estão as principais propriedades do material utilizado.

Tabela 8 – Propriedades materiais da liga de Alumínio 5052

Propriedade	Valor
Densidade [kg/m ³]	2680
Módulo de Elasticidade [GPa]	70,3
Massa Molar [g/mol]	26,98
Coefficiente de Poisson [-]	0,33
Calor Específico [J/(kg·K)]	880
Condutividade Térmica [W/(m·K)]	138

Fonte: Adaptado de MatWeb (2024).

3.9 CRITÉRIO DE CONVERGÊNCIA

Critério de convergência é um conjunto de condições que determina quando uma simulação atingiu um estado de estabilidade e precisão satisfatórios. Ele é essencial para garantir a confiabilidade dos resultados obtidos por meio da modelagem numérica.

Em geral, o critério de convergência envolve o monitoramento de certos parâmetros numéricos durante o processo de simulação, como os resíduos de massa, quantidade de movimento e energia, ou outros indicadores de interesse, como balanços e variáveis do problema. Quando os resíduos e balanços diminuem para valores aceitáveis e as variáveis apresentam tendência de estabilização, permanecendo relativamente constantes ao longo das iterações, a simulação indica que está convergida.

Para este trabalho, considerou-se o resíduo do tipo *Root Mean Square* (RMS). O *software* considera o resíduo *RMS* como a raiz do somatório do quadrado do vetor residual de cada volume discretizado (V_R), o qual é definido pelo erro na solução numérica, dividido pelo número total de volumes do domínio (n). Matematicamente (ANSYS, 2021):

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_i V_{R,i}^2}{n}} \quad (36)$$

onde i é o volume discretizado.

As estatísticas globais de conservação são geradas para todas as equações de transporte, com exceção das equações de turbulência, que possuem um tratamento especial na parede. Essas estatísticas são boas verificações para a convergência de uma solução. Valores baixos de desequilíbrio global indicam que a conservação foi essencialmente alcançada. O desequilíbrio global é definido por (ANSYS, 2021):

$$Des[\%] = \frac{\dot{F}_{in} - \dot{F}_{out}}{\dot{F}_{max}} \quad (37)$$

onde $\dot{F}_{in}$ é a taxa na entrada do domínio, $\dot{F}_{out}$ a taxa na saída do domínio e $\dot{F}_{max}$ é a maior contribuição em todos os domínios conectados para o grupo específico de equações.

As simulações estudadas neste trabalho consideraram como critério de convergência um resíduo *RMS* menor que 1×10^{-5} e uma meta de conservação menor que 1×10^{-3} (0,1%). Ambos os critérios devem ser atendidos antes de parar a simulação.

3.10 ESTUDOS DE CASO

Os estudos de caso avaliados neste trabalho consideram dois tipos de operação: parado em solo (AOG) e voo de cruzeiro (Cr), conforme estabelecido na Tabela 6. Para cada tipo de operação, um conjunto de configurações é testado, conforme descrito nas próximas seções. Em todos os casos, considera-se que a temperatura inicial do combustível na entrada do trocador de calor (T_{fuel}) é de 350 K.

3.10.1 Configuração da Geometria

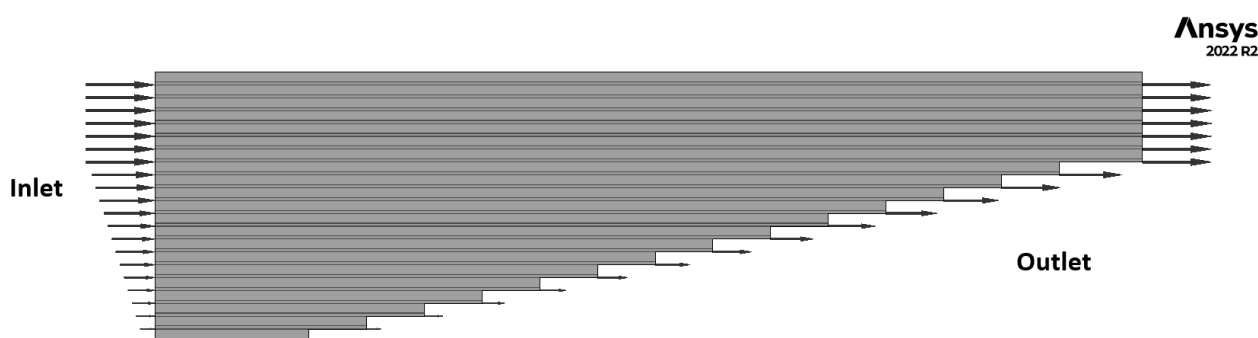
Para investigar a influência da geometria no desempenho do trocador de calor, foram propostas dois tipos de análise para o estudo:

- Fluxo de combustível escoando em paralelo pelos dutos, de maneira independente, ao longo da envergadura da asa (P);
- Fluxo de combustível escoando em série pelos dutos, formando um sistema de troca de calor no formato de serpentina (S).

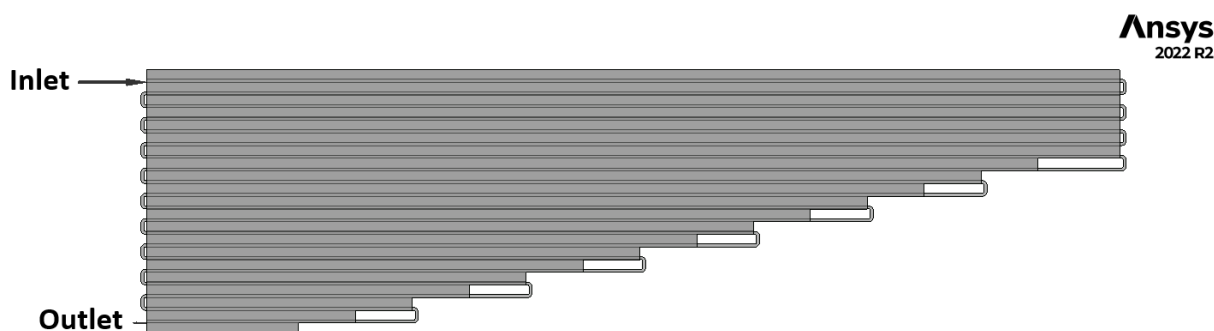
A Figura 21 ilustra estas duas configurações de geometria, onde as setas indicam o sentido do fluxo de combustível, sendo as entradas para o trocador identificadas como *inlet* e as saídas como *outlet*.

Figura 21 – Configuração das geometrias utilizadas na simulação

(a) Fluxo de combustível em paralelo



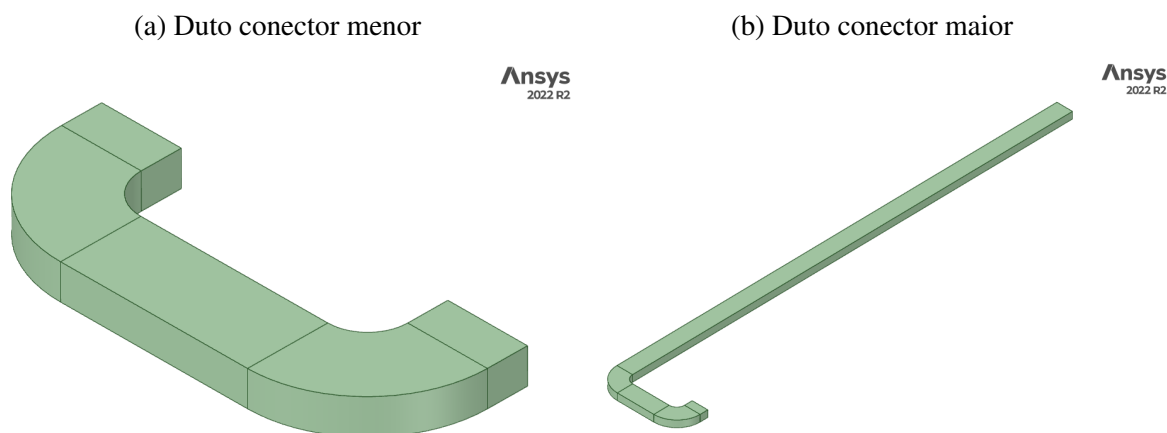
(b) Fluxo de combustível em serpentina



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Para a configuração em formato de serpentina (Figura 21b), foi necessária a criação de conectores para os dutos, de modo que o combustível flua de maneira contínua entre eles, como mostra a Figura 22. As paredes dos dutos conectores são consideradas adiabáticas.

Figura 22 – Vista isométrica dos dutos conectores utilizados nas simulações com fluxo de combustível em serpentina



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

3.10.2 Vazão Mássica

Quanto à vazão mássica e a sua influência no trocador de calor, são consideradas vazões de 1 e 10 kg/s.

3.10.3 Síntese das Simulações

A partir dos estudos de caso, foram propostas oito simulações abrangendo uma variedade de operações, geometrias e vazões mássicas, e estão identificadas na Tabela 9.

Tabela 9 – Simulações propostas para o trabalho

Caso	Operação	Geometria	$\dot{m}$ [kg/s]
AOG-P-10	Parado em solo	Paralelo	10
AOG-S-10	Parado em solo	Serpentina	10
AOG-P-1	Parado em solo	Paralelo	1
AOG-S-1	Parado em solo	Serpentina	1
Cr-P-10	Cruzeiro	Paralelo	10
Cr-S-10	Cruzeiro	Serpentina	10
Cr-P-1	Cruzeiro	Paralelo	1
Cr-P-1	Cruzeiro	Serpentina	1

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

4 RESULTADOS

Na Tabela 10 são apresentados os resultados obtidos por meio do modelo descrito anteriormente. Os dados incluem a pressão total de entrada ($P_{in,total}$), dada pelo somatório das pressões nos *inlets* do trocador de calor, a temperatura média na superfície superior do trocador de calor (T_{sup}) e a taxa de transferência de calor pelo combustível ($\dot{Q}_{fuel}$).

Tabela 10 – Resultados da simulação obtidos para os casos estudados

Caso	$P_{in,total}$ [Pa]	T_{sup} [K]	$\dot{Q}_{fuel}$ [W]	Caso	$P_{in,total}$ [Pa]	T_{sup} [K]	$\dot{Q}_{fuel}$ [W]
AOG-P-10	35.910	347,47	-14.342	Cr-P-10	35.910	288,71	-421.702
AOG-S-10	8.680.700	348,34	-15.278	Cr-S-10	8.680.700	304,32	-552.416
AOG-P-1	571	341,32	-12.678	Cr-P-1	571	244,08	-154.737
AOG-S-1	134.475	345,22	-14.404	Cr-S-1	134.475	253,38	-241.833

Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

O conjunto de resultados da Tabela 10 demonstra que $\dot{Q}_{fuel}$ foi maior (em módulo) para a operação parado em solo no caso de serpentina com máxima vazão (AOG-S-10), seguidos pelos casos em paralelo com máxima vazão (AOG-P-10), serpentina com mínima vazão (AOG-S-1) e paralelo com mínima vazão (AOG-P-1), respectivamente. Para a operação em voo de cruzeiro, foi encontrado um comportamento similar, onde $\dot{Q}_{fuel}$ foi maior (em módulo) no caso Cr-S-10, seguidos pelos casos Cr-P-10, Cr-S-1 e Cr-P-1, respectivamente. Devido às condições atmosféricas e de voo da aeronave, a operação de voo de cruzeiro é significativamente melhor para a troca de calor.

Ao analisarmos os casos com a aeronave parada em solo, o caso com o maior $\dot{Q}_{fuel}$ (AOG-S-10) foi 20,5% maior que o caso com menor $\dot{Q}_{fuel}$ (AOG-P-1), considerando o módulo dessa variável. Para o voo de cruzeiro, o caso com o maior $\dot{Q}_{fuel}$ (Cr-S-10) foi 257,0% superior ao caso com o menor $\dot{Q}_{fuel}$ (Cr-P-1), considerando o módulo dessa variável. A temperatura na superfície superior apresentou uma variação máxima de 24,6% ao considerar os casos Cr e 2,0% ao considerar os casos AOG.

Apesar de $\dot{Q}_{fuel}$ ser maior (em módulo) para a configuração em serpentina, a maior diferença percentual da taxa de transferência de calor pelo combustível para o mesmo tipo de operação pode ser observada ao compararmos os casos Cr-P-1 com Cr-S-1. Esta diferença indica que, apesar da geometria em serpentina ser mais eficiente em termos de troca de calor, ela traz desafios adicionais relacionados ao projeto de um sistema de bombeamento mais complexo e robusto, o que pode adicionar mais peso à aeronave e justificar a escolha da geometria em paralelo. Ao compararmos os casos com mesma vazão mássica e diferentes configurações geométricas, pode-se observar que, com a vazão mássica de 10 kg/s, a pressão total de entrada é 241 vezes maior no caso com geometria em serpentina. Para os casos com vazão mássica de 1 kg/s, a pressão total de entrada é 235 vezes maior também para o caso com geometria em serpentina.

A partir dos resultados apresentados na tabela, ao considerarmos as duas asas da aeronave, a taxa de transferência de calor do combustível dobrará, pois apenas uma asa foi considerada neste trabalho.

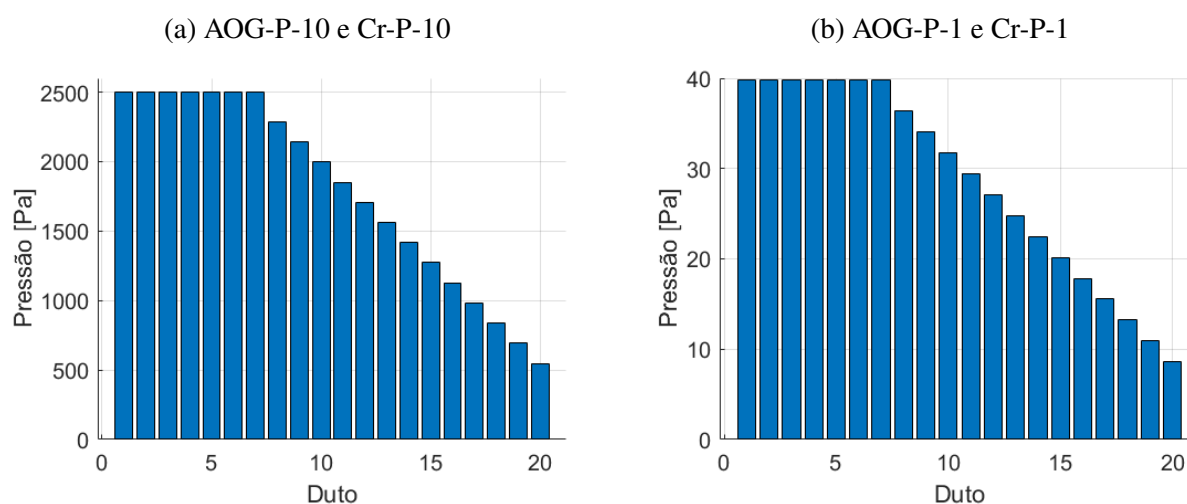
4.1 PRESSÃO

Ao analisar a pressão total de entrada, observa-se um padrão relacionado à configuração da geometria e à vazão mássica, como esperado. Em geral, a configuração geométrica do tipo serpentina aumenta significativamente $P_{in,total}$. Esta diferença se deve à combinação da pequena área transversal dos dutos e ao comprimento total percorrido pelo fluido até a saída do trocador de calor na configuração em serpentina. Nesta situação, o combustível percorre uma distância aproximada de 220 m, obtida por meio da soma dos comprimentos individuais dos dutos vistos no caso paralelo.

O aumento da pressão total de entrada nos dutos na geometria em serpentina também é explicado pela vazão mássica total. Na geometria em paralelo, a vazão mássica é dividida pelo número total de dutos, diminuindo a pressão total de entrada. Na geometria em serpentina, a vazão mássica total passa por um único duto. Como exemplo, o caso AOG-P-10 possui $\dot{m} = 10$ kg/s, e isto implica que, como há 20 dutos, a vazão mássica é de 0,05 kg/s por duto. Por outro lado, o caso AOG-S-10 possui a mesma vazão mássica, mas apenas um duto em formato de serpentina, ou seja, 10 kg/s naquele duto.

A Figura 23 ilustra a pressão total de entrada em cada duto para os casos com configuração de geometria em paralelo, sendo válido para ambos os tipos de operação porque o comportamento hidráulico independe deste parâmetro. Para facilitar a comparação, as figuras utilizam escalas distintas.

Figura 23 – Pressão em cada duto



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Em todos os casos, a maior pressão de entrada foi registrada nos sete primeiros dutos, que possuem o mesmo comprimento e são os mais longos de todo o trocador de calor. À medida que o comprimento dos dutos diminui, a pressão de entrada também diminui de maneira linear, em virtude do menor comprimento necessário para o fluido percorrer.

4.2 TEMPERATURA

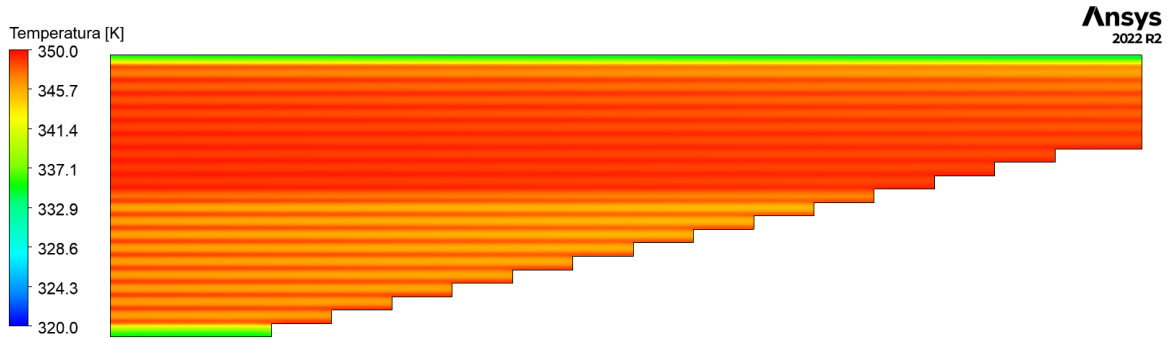
4.2.1 Temperatura na Superfície Superior

Considerando a operação AOG (parado em solo), a Figura 24 mostra a temperatura média da superfície superior de cada caso. Os resultados indicam que, para este tipo de operação, a temperatura

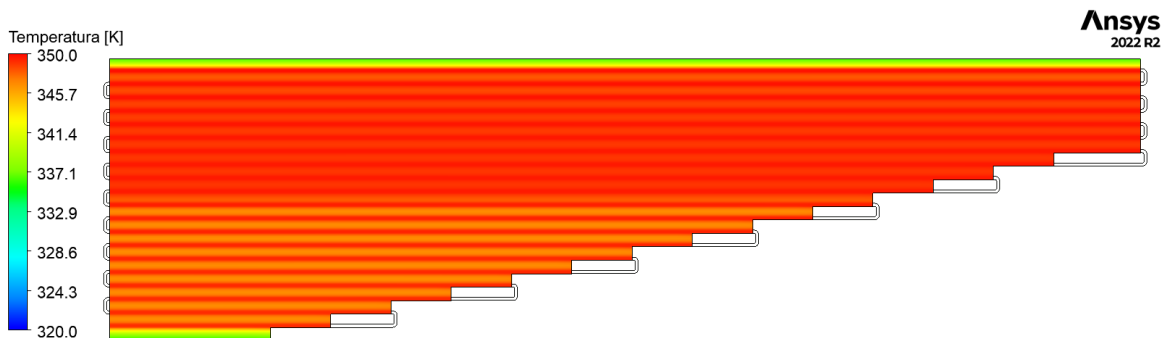
média na superfície superior é muito próxima da temperatura de entrada do combustível ($T_{fuel} = 350$ K). Isso pode ser atribuído às condições atmosféricas, uma vez que a temperatura do ar é relativamente alta ($T_{\infty} = 296$ K) e a velocidade do vento ($V_{\infty} = 3,64$ m/s) é menor em comparação com a operação de voo de cruzeiro (218,81 K e 249,09 m/s), resultando em uma menor eficiência do trocador de calor.

Figura 24 – Campo de temperatura na superfície superior para a operação AOG

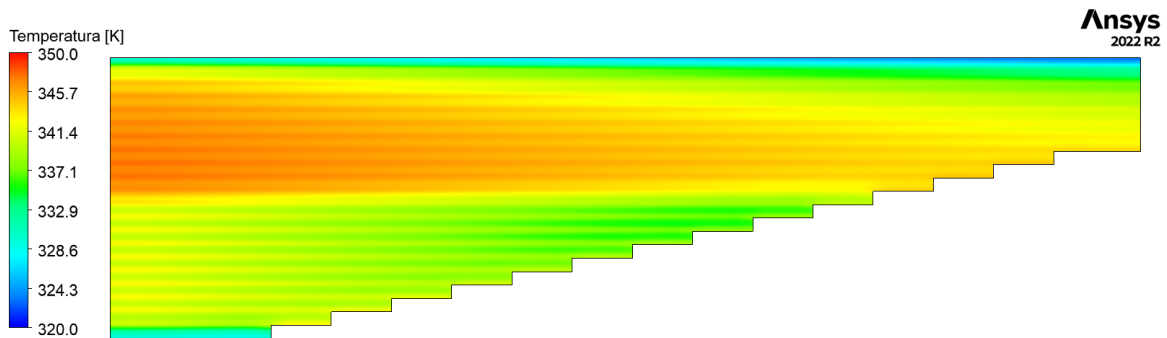
(a) AOG-P-10



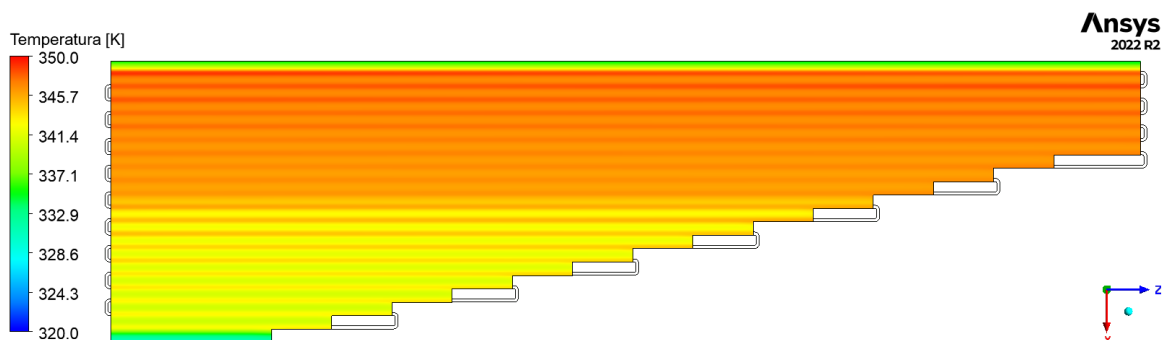
(b) AOG-S-10



(c) AOG-P-1



(d) AOG-S-1



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Em todos esses casos, é possível observar que a temperatura mais baixa está localizada nos bordos

de ataque e fuga do trocador de calor. Como não há dutos para o escoamento do combustível nessas regiões, a temperatura do domínio se aproxima da temperatura ambiente (T_{∞}). Observa-se também que os casos AOG-P-10 e AOG-S-10 apresentam uma temperatura na superfície maior, quando comparado aos casos AOG-P-1 e AOG-S-1.

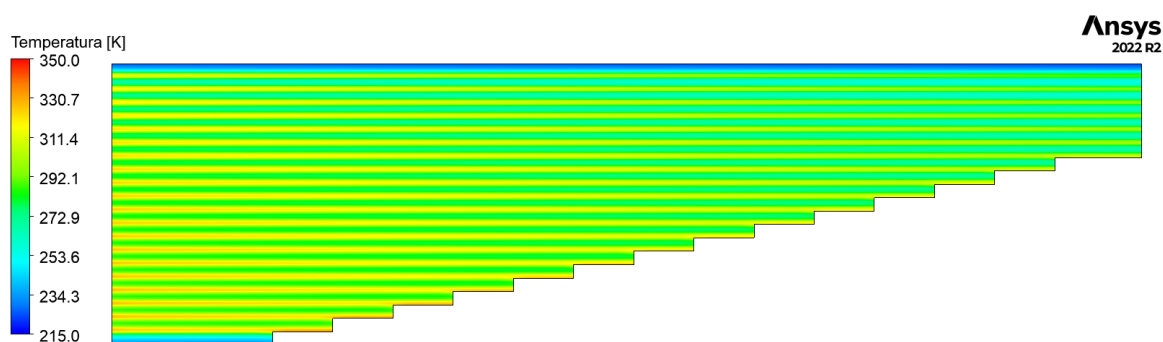
Ao observar as Figuras 24a e 24c, percebe-se que a geometria em paralelo apresenta temperaturas mais altas nas entradas dos dutos (região esquerda) do trocador de calor. À medida que o combustível flui em direção à saída, sua temperatura diminui, resultando em uma redução correspondente na temperatura da superfície superior. A presença da geometria em serpentina torna a distribuição da temperatura mais uniforme na superfície superior, conforme observado pelas Figuras 24b e 24d. Nestes casos, a queda de temperatura do combustível é progressiva ao longo dos dutos, à medida que o combustível flui até a saída do trocador de calor.

Uma diminuição repentina de temperatura é observada na metade do comprimento do trocador de calor (eixo x). Esta mudança está associada à transição do escoamento laminar para turbulento, pois o coeficiente de transferência de calor por convecção é significativamente maior em escoamentos turbulentos, o que leva ao aumento da transferência de calor entre o trocador de calor e o escoamento, resultando em uma queda maior de temperatura.

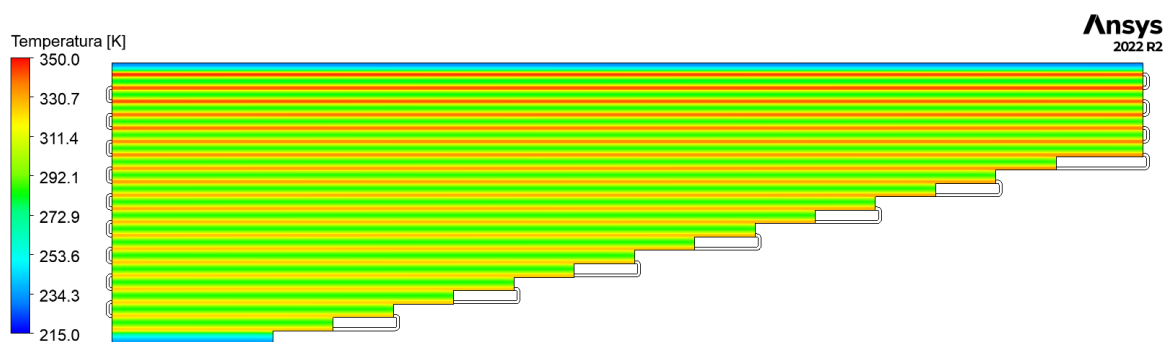
A Figura 25 mostra o campo de temperatura na superfície superior para os casos em voo de cruzeiro. É possível identificar, assim como nos quatro primeiros casos vistos anteriormente, a menor temperatura nos bordos de ataque e fuga dos trocadores de calor, com a temperatura próxima de T_{∞} . Nestes casos, o intervalo de temperaturas foi ajustado para facilitar a visualização dos dados.

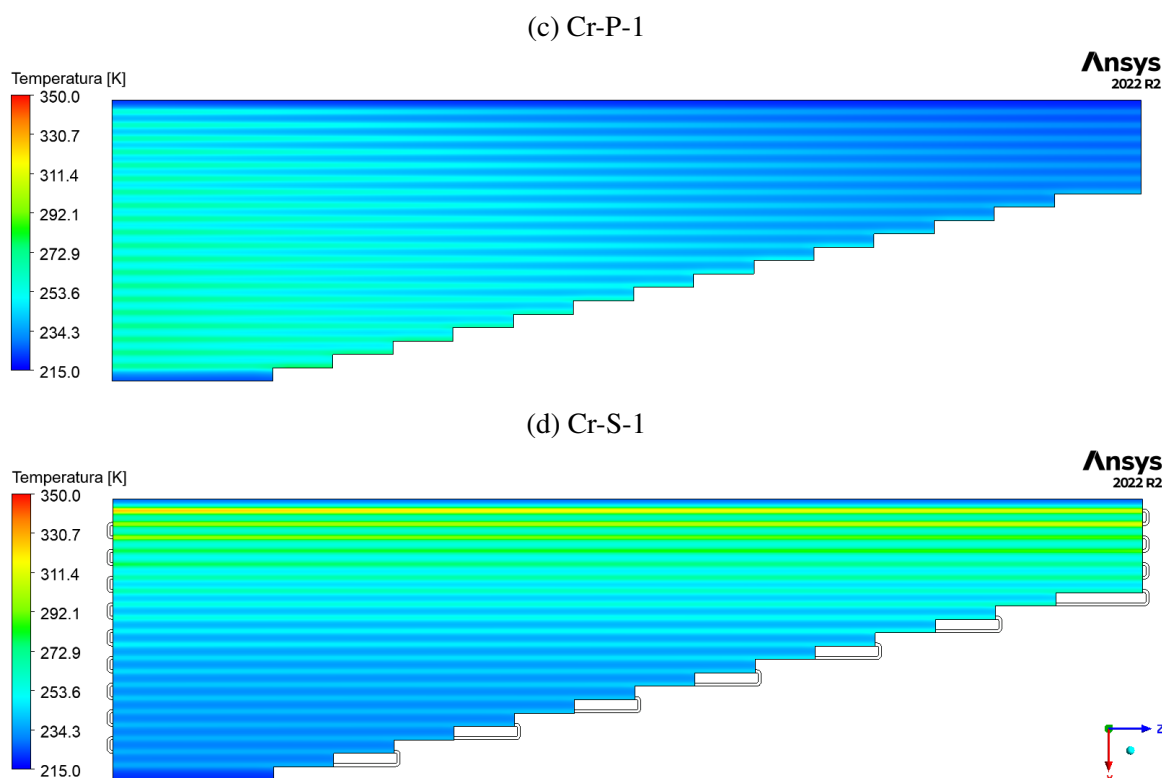
Figura 25 – Campo de temperatura na superfície superior para a operação Cr

(a) Cr-P-10



(b) Cr-S-10





Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

A partir da Figura 25a, observam-se temperaturas mais altas próximas às entradas dos dutos e na parte inferior da geometria. Na entrada dos dutos, a temperatura é maior devido à temperatura de entrada do combustível, T_{fuel} . Na parte inferior da geometria, a temperatura é maior devido à diminuição do coeficiente de transferência de calor por convecção.

Na Figura 25b, as temperaturas mais altas são observadas na parte superior da geometria, característica da configuração em serpentina. Conforme o fluido percorre o trocador de calor, a temperatura do combustível diminui gradualmente ao longo dos dutos, promovendo uma distribuição mais uniforme da temperatura na superfície superior quando comparada com a geometria em paralelo.

A Figura 25c destaca o caso Cr-P-1, caracterizado pela predominância da cor azul, indicando temperaturas mais baixas. Este caso registrou a menor temperatura média na superfície superior entre todos os casos analisados, refletindo a alta eficiência do trocador de calor durante o voo de cruzeiro combinado com a baixa vazão mássica e configuração paralelo, onde o escoamento turbulento externo melhora significativamente a transferência de calor.

O caso mostrado na Figura 25d segue uma tendência similar ao caso anterior, com temperaturas predominantemente baixas. No entanto, há uma exceção notável na região onde estão localizados os cinco primeiros dutos, que apresentam temperaturas em torno de 300 K. Esta diferença se deve à influência das condições de entrada do fluido e à configuração geométrica específica que afeta a dissipação de calor nesses primeiros dutos.

Em todos os casos de voo de cruzeiro, observa-se uma redução significativa na temperatura média na superfície superior. Isso se deve à maior intensidade da troca de calor, impulsionada tanto pelo escoamento externo completamente turbulento como também pelas condições atmosféricas favoráveis. Com uma velocidade de escoamento de 249,09 m/s e uma temperatura do ar externo de 218,81 K, o

calor é dissipado de maneira mais eficaz através da superfície da asa, consequência do coeficiente de transferência de calor por convecção elevado, conforme discutido nas Figuras 20c e 20d.

Comparando o efeito da geometria na temperatura média da superfície superior para as operações AOG (Figura 24) e Cr (Figura 25), em geral a configuração em paralelo apresenta temperaturas mais baixas quando comparada à geometria em serpentina. O efeito pode ser observado ao compararmos os casos com mesmo tipo de operação e vazão mássica. Os motivos que ajudam a explicar este comportamento estão relacionados à velocidade com que o fluido percorre os dutos, sendo significativamente menor na condição paralela.

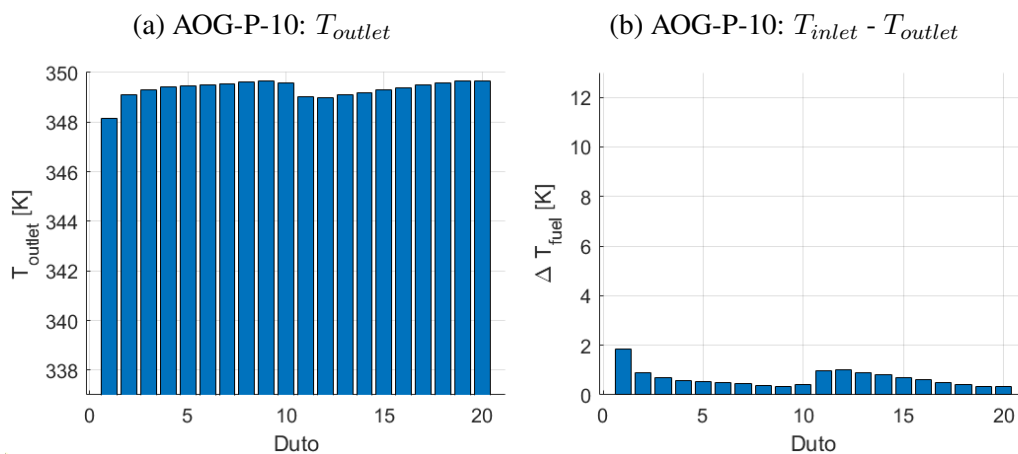
Verificando os casos que possuem a mesma configuração geométrica e tipo de operação, mas vazões diferentes, o caso de menor vazão apresenta menores temperaturas na superfície superior. Para exemplificar, a configuração AOG-S-1 apresentou uma temperatura média menor em 3,12 K quando comparada ao AOG-S-10. Nesse sentido, a maior diferença de temperatura pode ser visualizada entre o caso Cr-S-1 e Cr-S-10, onde chega-se alcançar uma média de até 50 K a menos no primeiro caso. Isso reforça o fato de que a vazão mássica menor faz com que o combustível entregue mais calor, devido à menor velocidade e maior tempo de residência nos dutos.

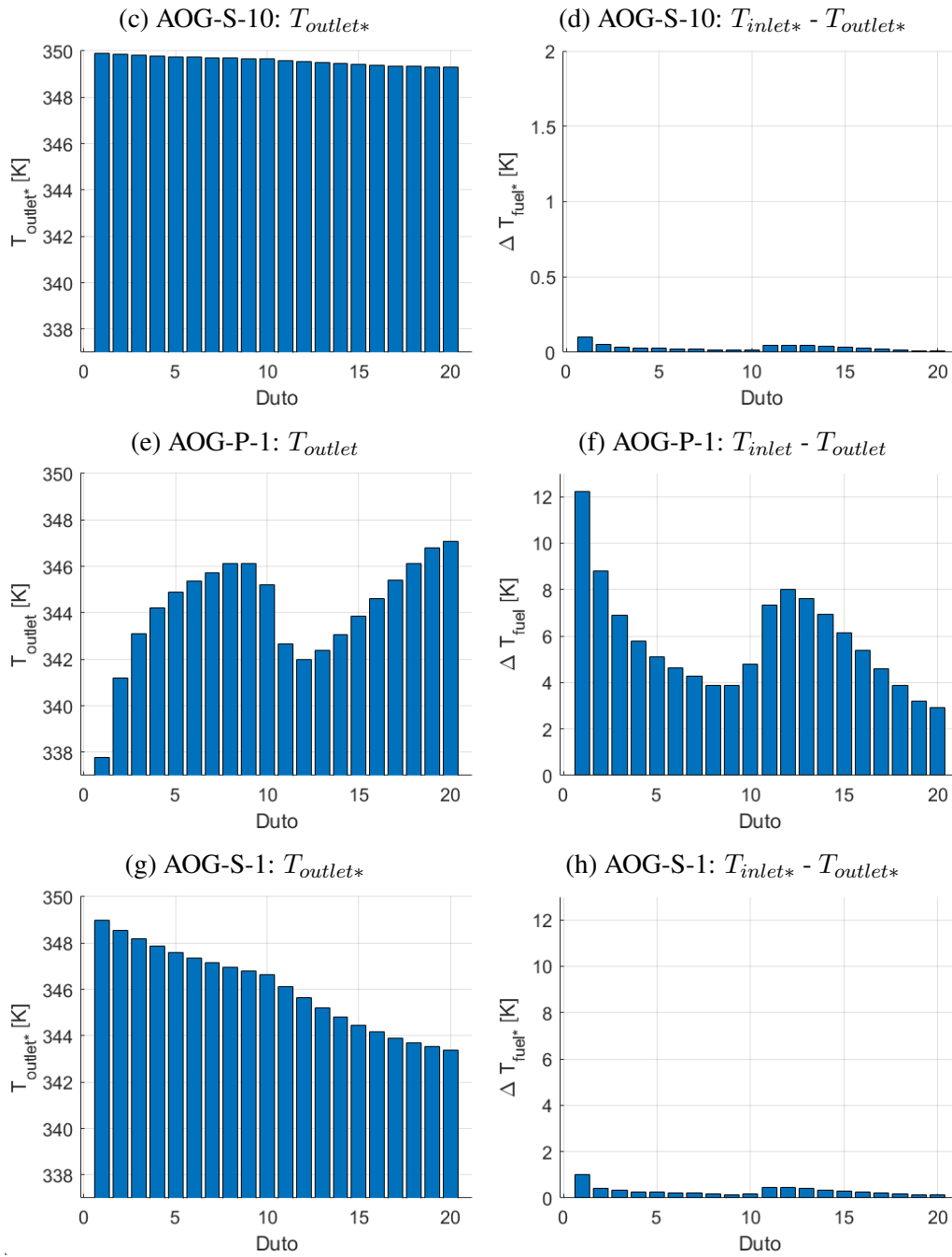
4.2.2 Temperatura nos Dutos

As temperaturas no centro das entradas e saídas dos dutos também foram medidas. Nos casos em que a geometria é em serpentina, onde os dutos estão conectados entre si, assumiu-se que a temperatura de entrada de cada seção do duto (T_{inlet*}), após a curva, seria igual à temperatura de saída da seção do duto ($T_{outlet*}$) antes da curva. Portanto, essas temperaturas intermediárias não representam a temperatura final do combustível ao sair do trocador de calor, exceto pela saída do duto equivalente ao 20, que fornece a temperatura real do combustível ao deixar o sistema.

A Figura 26 mostra a temperatura na saída de cada duto e a diferença de temperatura entre a entrada e saída de cada duto para os quatro primeiros casos investigados. Apenas a Figura 26d apresenta uma escala de ΔT_{fuel} diferente das demais, a fim de facilitar a visualização.

Figura 26 – Comportamento da temperatura do fluido na saída nos dutos para a operação AOG





Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Analisando a operação da aeronave parada em solo, a maior queda de temperatura foi registrada no primeiro duto. Esta queda foi mais expressiva no caso AOG-P-1, seguida pelos casos AOG-P-10, AOG-S-1 e AOG-S-10, respectivamente. As menores temperaturas são observadas nos casos AOG-P-1 e AOG-S-1, onde a vazão mássica é menor. Conforme observado anteriormente, a vazão mássica menor resulta em um maior tempo de residência do fluido, condição que favorece sua troca de calor.

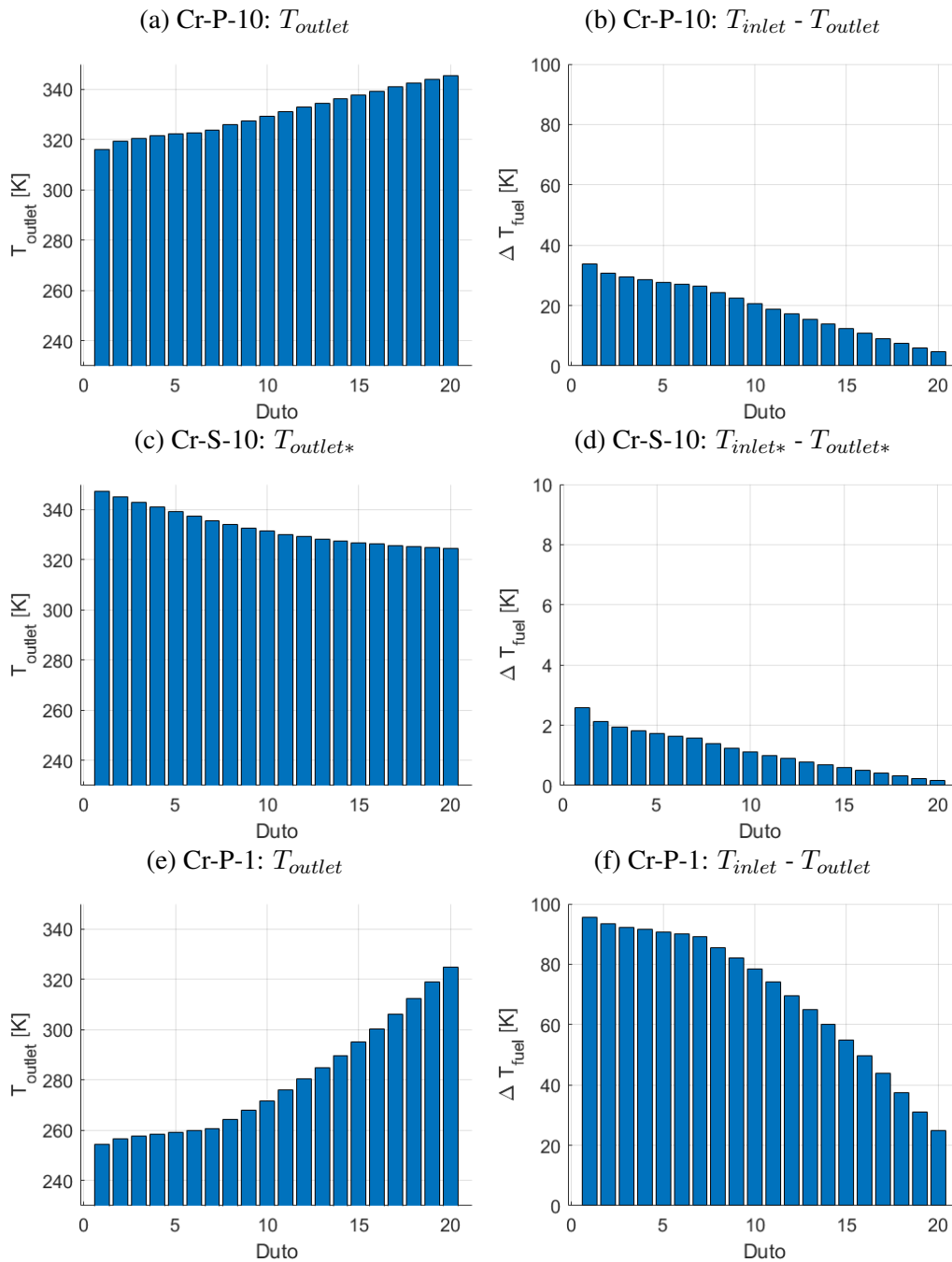
O duto 10 indicado nestas figuras está posicionado no centro da geometria e, como indicado pela Figura 20a, representa a região de transição entre o escoamento laminar e turbulento. Nessa região, observa-se um aumento de ΔT_{fuel} , resultante da transição para o regime turbulento, onde o coeficiente de convecção passa a ser mais intenso.

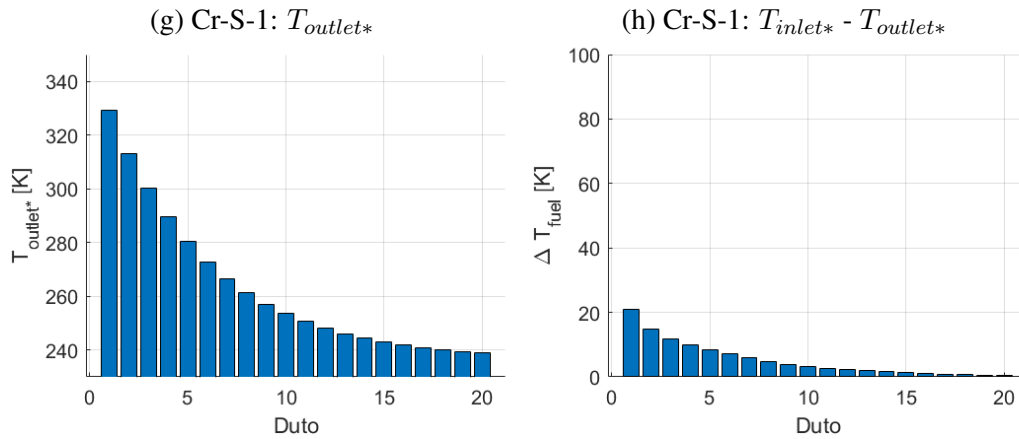
No caso com serpentina, visto nas Figuras 26c e 26g, a temperatura ao longo dos dutos diminui

gradualmente. Neste caso, as menores temperaturas estão localizadas no duto 20, onde foi registrado 349,3 K no caso AOG-S-10 e 343,4 K no caso AOG-S-1.

Analisando o comportamento da temperatura dos dutos em voo de cruzeiro, dado pela Figura 27, é evidente a maior queda de temperatura em comparação aos casos de operação parado em solo. Neste tipo de operação, a vazão mássica menor também resulta em temperaturas mais baixas nas saídas dos dutos, conforme evidenciado pelos casos Cr-P-1 e Cr-S-1, quando comparados aos casos Cr-P-10 e Cr-S-10. Destaca-se também que a Figura 27d está em uma escala diferente das demais figuras.

Figura 27 – Comportamento da temperatura do fluido nos dutos para os casos em voo de cruzeiro





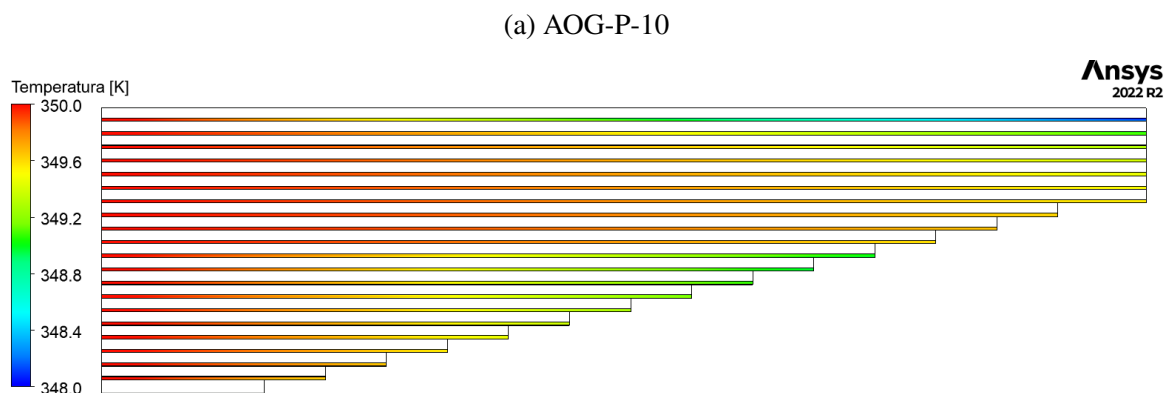
Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Em todos os casos, a maior variação de temperatura ΔT_{fuel} foi registrada no primeiro duto. Analisando a diferença de temperatura entre as entradas e saídas dos dutos, todos apresentaram uma queda progressiva da temperatura. Os casos Cr-P-10 e Cr-P-1 apresentaram uma redução maior da temperatura no primeiro duto. Já os casos com geometria em serpentina apresentaram uma queda mais gradual da temperatura, conforme o combustível flui pelos dutos. O caso Cr-S-1 registrou uma temperatura mínima menor na saída do sistema, sendo que uma certa estabilidade da temperatura pode ser vista a partir do duto 14 até o duto 20, local onde o combustível deixa o trocador de calor.

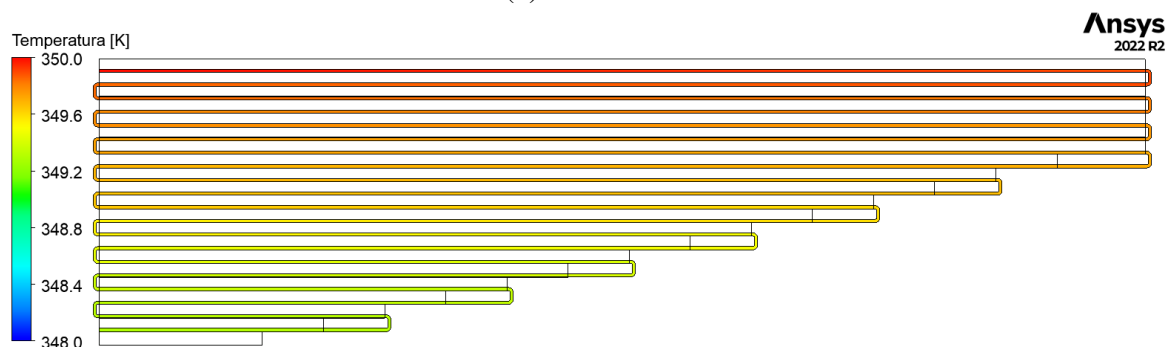
Em voo de cruzeiro não houve transição entre escoamento laminar e turbulento, fazendo com que os gráficos apresentem tendência de aumento de T_{outlet} nos casos com geometria em paralelo e diminuição de T_{outlet} nos casos com geometria em serpentina. O maior ΔT_{fuel} é registrado no duto 1 do caso Cr-P-1 (95,4 K), seguido pelos casos Cr-P-10 (33,8 K), Cr-S-10 (2,6 K) e Cr-S-1 (20,9 K), respectivamente.

Os resultados descritos até aqui para as temperaturas também podem ser visualizados através do campo de temperatura nos dutos do trocador de calor, apresentados na Figura 28. Para facilitar a visualização, dois intervalos de temperaturas são utilizados nas escalas.

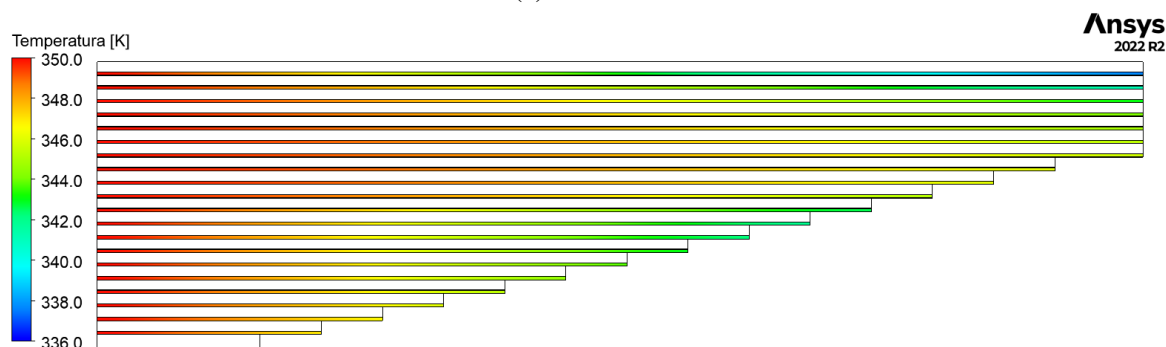
Figura 28 – Campo de temperatura nos dutos para a aeronave parada em solo



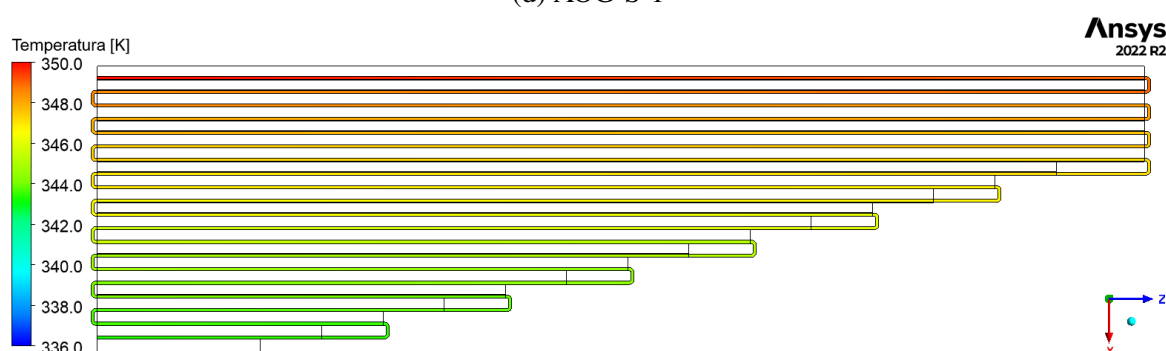
(b) AOG-S-10



(c) AOG-P-1



(d) AOG-S-1



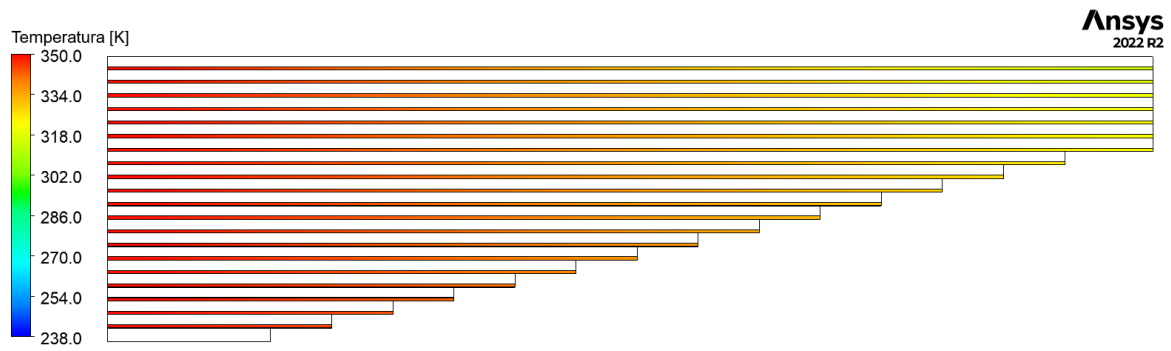
Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Nesta figura nota-se que a redução de temperatura dos casos AOG-P-10 e AOG-S-10 é menor que nos casos AOG-P-1 e AOG-S-1. Nos casos em paralelo, a maior temperatura do combustível está no lado esquerdo do trocador de calor, devido às entradas quentes do combustível, enquanto a menor temperatura está na saída do primeiro duto. Nos casos em serpentina, a maior temperatura é vista ao longo de praticamente todo o bordo de ataque e, conforme o fluido passa pelos dutos, essa temperatura diminui até chegar ao último duto, o duto 20.

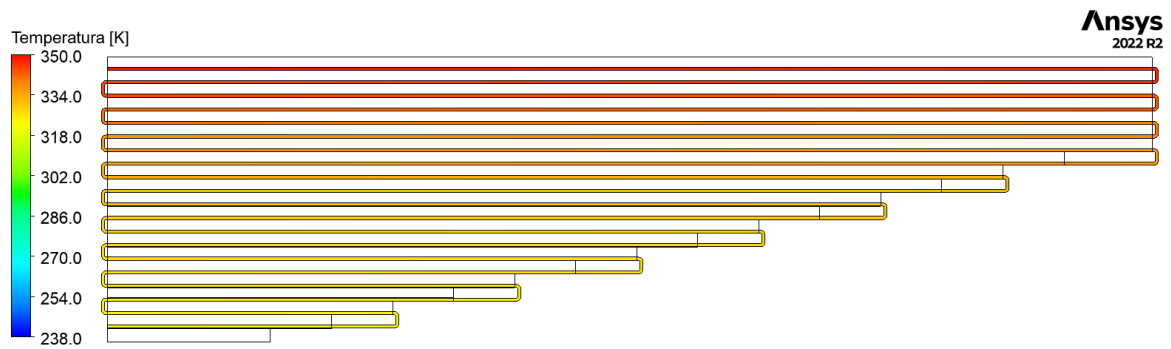
Analisando o campo de temperatura nos dutos em voo de cruzeiro, dado pela Figura 29, os casos de maior vazão (Cr-P-10 e Cr-S-10) apresentaram uma maior temperatura nos dutos, como visto nas Figuras 29a e 29b. O caso Cr-P-1 (Figura 29c) obteve uma redução significativa da temperatura, sendo a máxima visualizada na parte esquerda do trocador de calor, que diminui na direção do comprimento dos dutos. No caso Cr-S-1 (Figura 29d), observou-se uma queda de temperatura expressiva no primeiro duto. Este caso registrou uma temperatura mínima menor quando comparado aos outros casos, e uma redução gradual à medida que o combustível flui ao longo do comprimento. A temperatura mostrou estabilidade a partir do duto 14 até o 20, onde o combustível deixa o trocador de calor.

Figura 29 – Campo de temperatura nos dutos para a aeronave em voo de cruzeiro

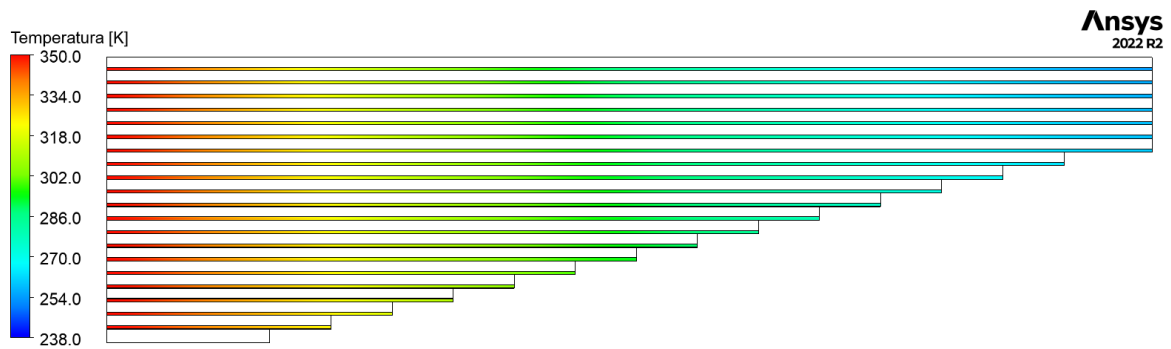
(a) Cr-P-10



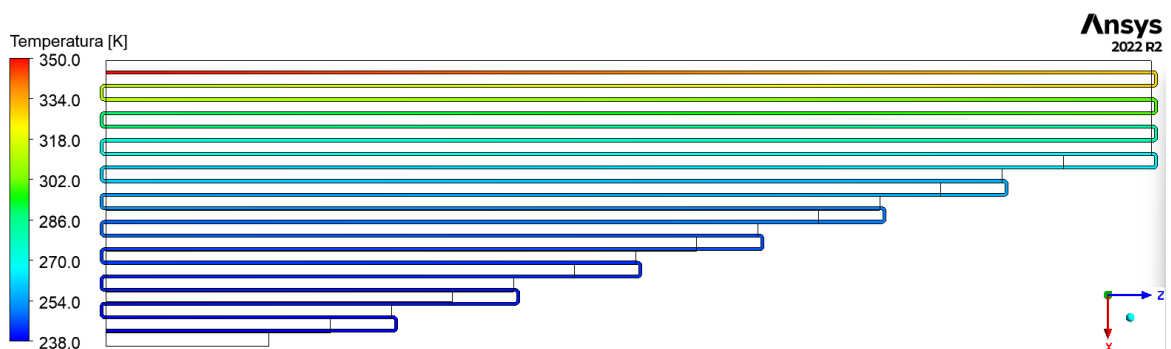
(b) Cr-S-10



(c) Cr-P-1



(d) Cr-S-1



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

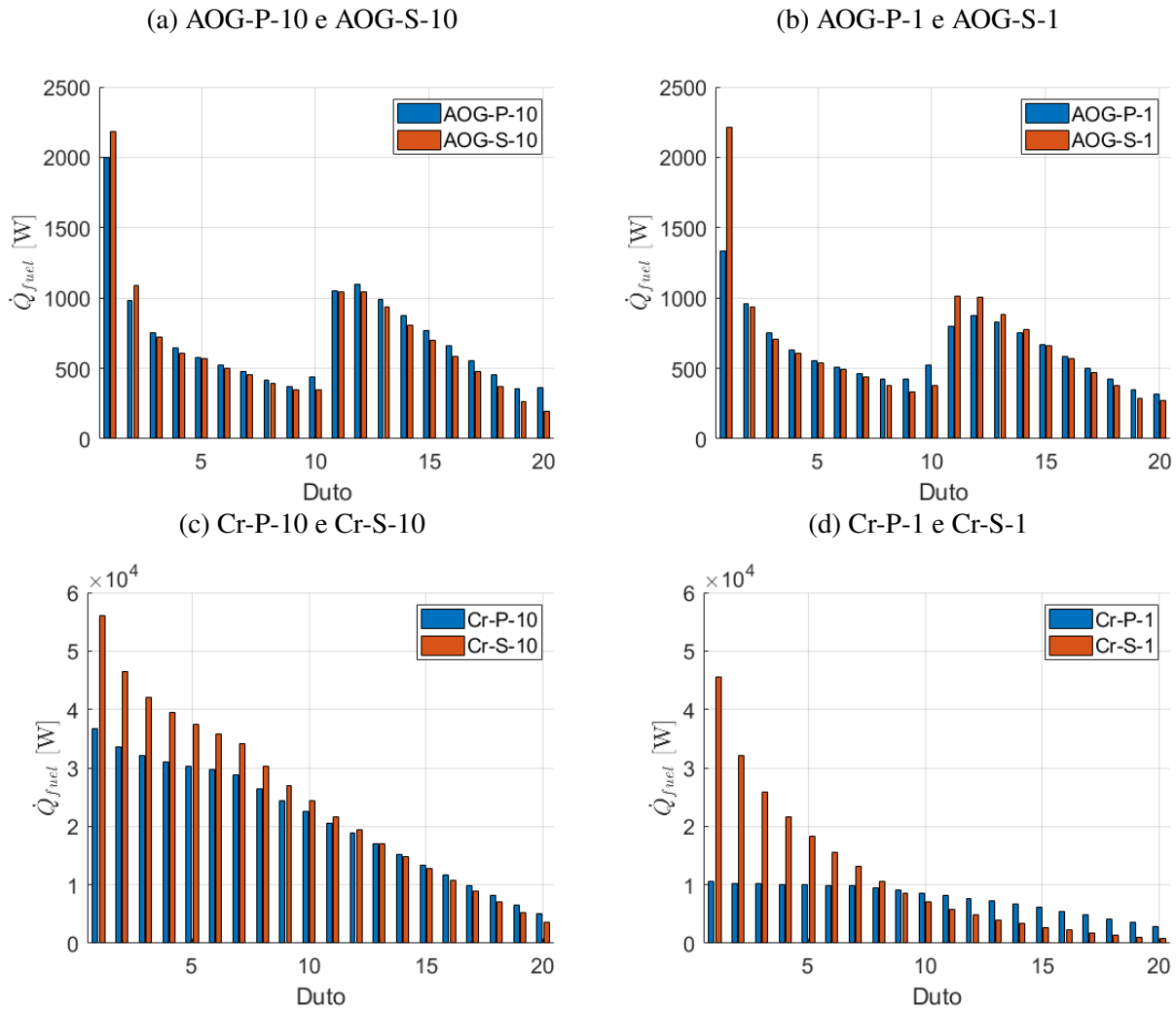
4.3 CALOR EXTRAÍDO

A taxa de transferência de calor do combustível pelos dutos, $\dot{Q}_{fuel}$, foi calculada considerando a vazão mássica, o calor específico à pressão constante e a temperatura de entrada e saída do combustível.

A Figura 30 compara a taxa de transferência de calor do combustível em cada duto para todos os

casos analisados. As Figuras 30a e 30b apresentam $\dot{Q}_{fuel}$ em uma escala menor, enquanto as Figuras 30c e 30d apresentam esta mesma variável em uma escala maior.

Figura 30 – Comparativo das taxas de transferência de calor do combustível em cada duto



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Analisando a Figura 30a, o módulo da taxa de transferência de calor é maior nos dutos 1 e 2 para a configuração em serpentina. Nos demais dutos, a taxa de transferência de calor ($\dot{Q}_{fuel}$) é maior no caso paralelo. Apesar de $\dot{Q}_{fuel}$ ser maior na configuração em paralelo ao longo de dezoito dutos, o somatório da taxa de transferência de calor em cada duto é maior na configuração em serpentina, como evidenciado pela Tabela 10.

A Figura 30b apresenta uma comparação da taxa de transferência de calor nos dutos para os casos AOG-P-1 e AOG-S-1. Observa-se que, em geral, os valores de $\dot{Q}_{fuel}$ são bastante próximos nos dois casos. No entanto, há algumas diferenças mais pronunciadas em certos dutos. No primeiro duto, por exemplo, a taxa de transferência de calor é consideravelmente maior para o caso com serpentina. Nos dutos 9 e 10, é o modelo paralelo que apresenta $\dot{Q}_{fuel}$ significativamente maior. Nos dutos 11, 12 e 13, por outro lado, $\dot{Q}_{fuel}$ é novamente superior para o caso com serpentina. Por fim, nas Figuras 30a e 30b é evidente a transição do escoamento laminar para turbulento, justamente quando ocorre o aumento de $\dot{Q}_{fuel}$ a partir do 11º duto.

Analisando a Figura 30c, o caso Cr-S-10 apresenta $\dot{Q}_{fuel}$ maior nos primeiros 12 dutos. A partir do 13º duto, $\dot{Q}_{fuel}$ torna-se maior para o caso Cr-P-10. O maior valor para a taxa de transferência de calor obtido foi de $3,7 \times 10^4$ W no caso Cr-P-10 e $5,6 \times 10^4$ W para o caso Cr-S-10, ambos no primeiro duto.

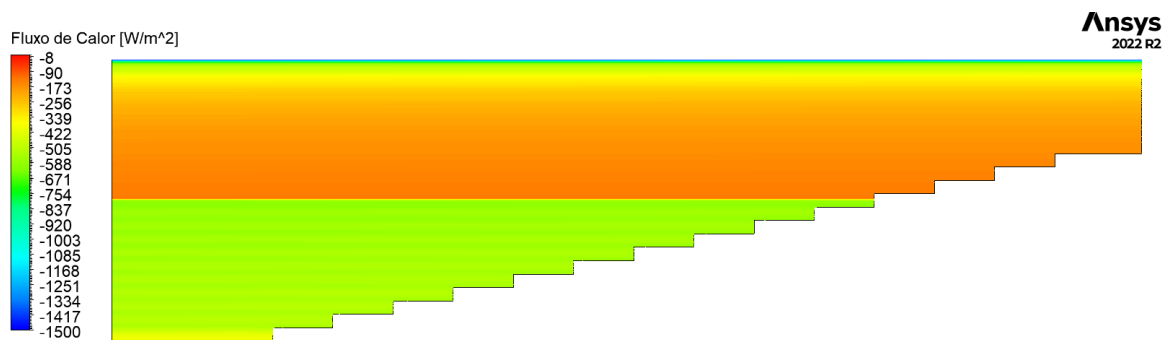
Por outro lado, na Figura 30d observa-se uma grande diferença na taxa de transferência de calor individual de cada duto entre os casos. No primeiro duto, o caso Cr-S-1 obteve valores de $\dot{Q}_{fuel}$ superiores a 45.000 W, enquanto o caso Cr-P-1 apresenta um valor que é 4,5 vezes menor (10.000 W). Apesar de $\dot{Q}_{fuel}$ ser maior nos primeiros oito dutos do caso com serpentina (Cr-S-1), esse valor diminui rapidamente, enquanto o modelo paralelo (Cr-P-1) apresenta uma maior estabilidade e uma diminuição mais lenta desta variável ao longo dos dutos. A partir do duto 9, a taxa de transferência de calor nos dutos torna-se maior para o caso Cr-P-1, e essa tendência persiste até o último duto. Portanto, para o caso em voo de cruzeiro com vazão de combustível de 1 kg/s, uma configuração que resultaria numa extração ainda maior de calor consistiria em um arranjo em serpentina até a localização do duto 8, passando para um modelo em paralelo após este duto.

4.4 FLUXO DE CALOR

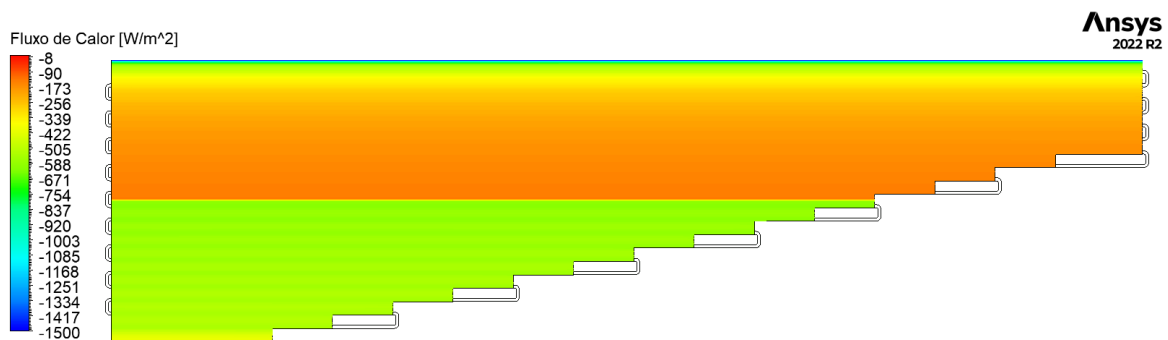
Para finalizar a análise dos resultados, o fluxo de calor foi avaliado ao longo da superfície superior do trocador de calor. O campo de fluxo de calor para a operação parado em solo está na Figura 31. Vale salientar que o fluxo de calor mais negativo (azul) representa a região de maior extração de energia.

Figura 31 – Campo do fluxo de calor na superfície superior para a operação AOG

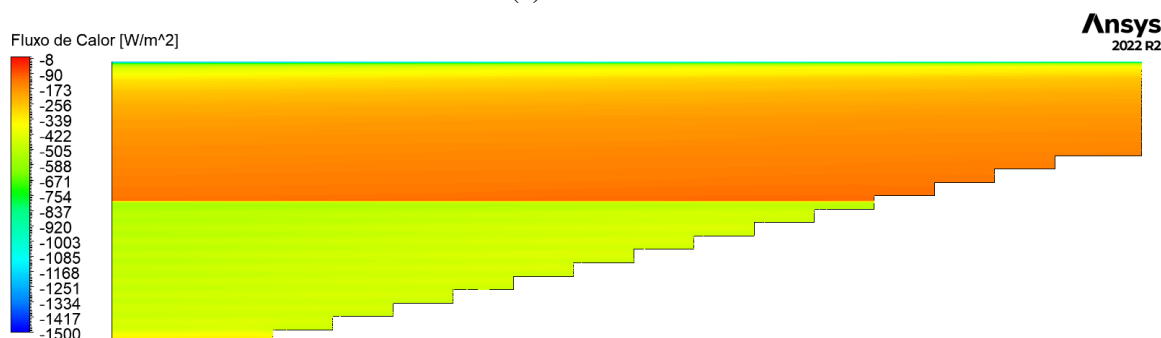
(a) AOG-P-10



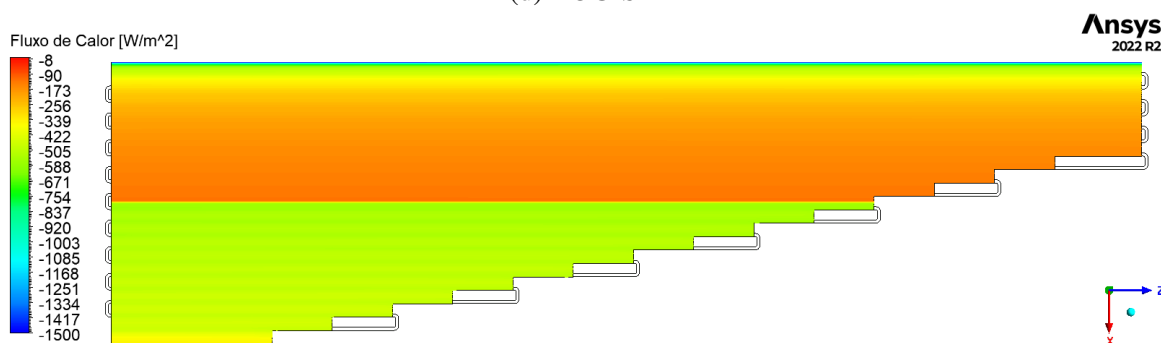
(b) AOG-S-10



(c) AOG-P-1



(d) AOG-S-1



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

Analisando os resultados, o fluxo de calor mais intenso é observado próximo ao bordo de ataque do trocador de calor. Este fluxo diminui significativamente até a transição do escoamento laminar para turbulento, aumentando novamente com o escoamento turbulento. Após a transição, o fluxo de calor mantém-se aproximadamente constante até o bordo de fuga do trocador de calor, sendo este comportamento similar entre todos os casos.

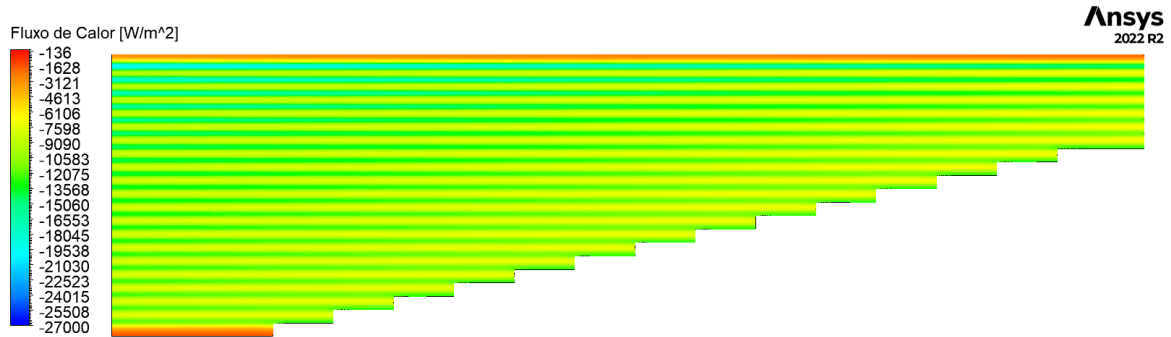
A fraca intensidade do fluxo de calor na região do bordo de fuga é devido à baixa temperatura da superfície superior e ausência de dutos na região, complementando a Figura 24, que também mostra o campo de temperatura na superfície superior do trocador de calor.

A Figura 32 mostra o campo de fluxo de calor para a aeronave em voo de cruzeiro, com um intervalo na escala diferente dos casos anteriores. Nos casos Cr-P-10 e Cr-P-1, dado pelas Figuras 32a e 32c, é evidente o fluxo de calor mais intenso na parte esquerda da geometria, próximo às entradas do combustível. Isso ocorre porque o combustível apresenta a maior temperatura nessa região e, conforme sua temperatura diminui, o fluxo de calor torna-se menos intenso próximo à saída do escoamento de combustível.

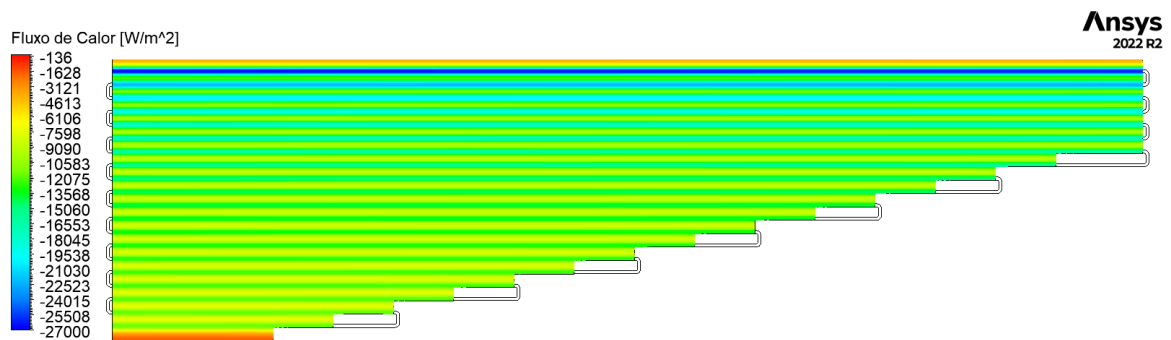
O caso Cr-S-10, representado pela Figura 32b, apresenta seu fluxo de calor mais intenso em torno do primeiro duto, com valores de -27.000 W/m^2 . Devido à configuração em serpentina, que também pode ser vista no caso Cr-S-1 (Figura 32d), o fluxo de calor é mais intenso na região próxima ao bordo de ataque e diminui em direção ao bordo de fuga. Novamente, o fluxo de calor menos intenso nos extremos do bordo de ataque e de fuga em voo de cruzeiro é justificado pela baixa temperatura da superfície superior e ausência de dutos na região, como pode ser visualizado a partir da Figura 25, onde foi mostrado o campo de temperatura na superfície superior do trocador de calor.

Figura 32 – Campo do fluxo de calor na superfície superior para os casos em voo de cruzeiro

(a) Cr-P-10



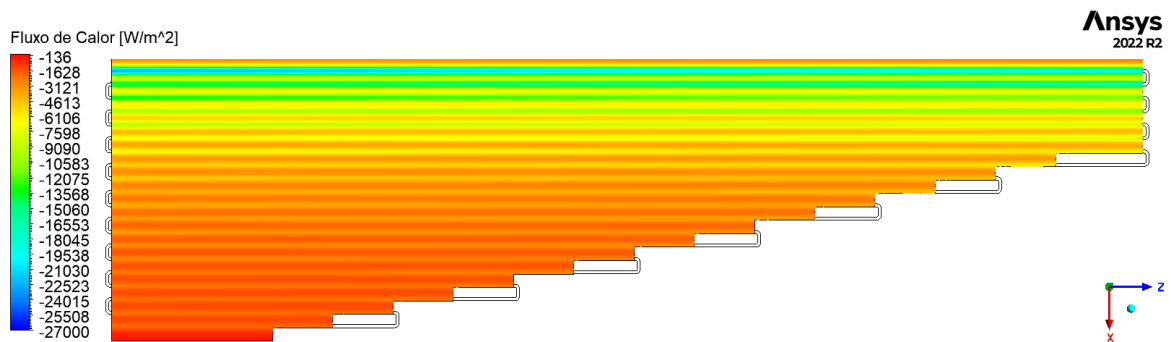
(b) Cr-S-10



(c) Cr-P-1



(d) Cr-S-1



Fonte: Elaborado pelo autor (2024).

5 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo analisar a viabilidade de um trocador de calor de superfície integrado ao escoamento de combustível de uma aeronave comercial. A metodologia empregada incluiu simulações CFD detalhadas e modelos termodinâmicos para avaliar o comportamento do combustível sob diferentes condições operacionais.

Utilizando o Boeing 777 como referência, os principais resultados indicam que o uso do combustível como fluido de trabalho e a região da asa como trocador de calor pode proporcionar uma gestão térmica de elevada magnitude para aeronaves, especialmente durante a fase de voo de cruzeiro. Em todas as situações com a aeronave parada em solo analisadas, os resultados mostraram que a taxa de transferência de calor do combustível ($\dot{Q}_{fuel}$, em módulo) foi baixa, indicando uma baixa eficiência do trocador de calor nessas condições. Esse baixo desempenho é atribuído à alta temperatura do ar e baixa velocidade do vento, características típicas das operações com a aeronave em solo.

Os resultados obtidos com a aeronave em voo de cruzeiro foram melhores e proporcionaram uma redução maior na temperatura média da superfície superior e do combustível nos dutos, além de uma alta taxa de transferência de calor do combustível (em módulo). A baixa temperatura do ar e alta velocidade da aeronave, resultando em um coeficiente de transferência de calor por convecção forçada turbulento, aumentaram significativamente a capacidade de troca de calor nesse tipo de operação.

Para os casos com geometria serpentina, a magnitude de $\dot{Q}_{fuel}$ foi maior em comparação com as configurações paralelas (para os casos com o mesmo tipo de operação e vazão mássica). No entanto, a pressão de entrada (P_{in}) foi substancialmente maior nas configurações em serpentina, o que requer a instalação de um sistema mais robusto e pesado na aeronave para o bombeamento hidráulico. O equilíbrio entre a melhoria da transferência de calor e a complexidade do sistema exigido precisa ser cuidadosamente considerado na fase de projeto.

Como esperado, vazões mássicas mais altas promoveram uma maior troca de calor e resultaram em uma queda menor na temperatura do combustível. Isso indica que, embora as vazões mássicas maiores melhorem a taxa de transferência de calor, elas podem não resfriar efetivamente o combustível devido ao tempo de residência reduzido dentro do trocador de calor.

A modelagem neste estudo sugere que o uso das asas como trocador de calor de superfície é uma potencial solução para o gerenciamento térmico das aeronaves comerciais, especialmente durante as fases de voo. O estudo investigou apenas uma asa da aeronave comercial, portanto, a capacidade de troca de calor dobrará ao se considerar as duas asas.

5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para amplificar os conhecimentos obtidos neste estudo e explorar novas possibilidades de gerenciamento térmico de aeronave, as seguintes sugestões para trabalhos futuros são propostas:

- Avaliação de um conceito de uma geometria híbrida, considerando arranjos paralelos e em serpentina unificados;

- Avaliação dos aspectos de segurança no emprego do combustível como fluido de trabalho neste sistema;
- Verificar o impacto da transferência de calor por radiação nos modelos;
- Modelar a transferência de calor entre as fontes quentes da aeronave e o trocador de calor investigado;
- Simular a troca de calor no extradorso da asa para obter dados do coeficiente de transferência de calor por convecção.

REFERÊNCIAS

- ABAG, A. B. de A. G. **Migração do combustível aeronáutico JET A1 para JET A em 2022**. 2021. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.abag.org.br/2021/11/26/migracao-do-combustivel-aeronautico-jet-a1-para-jet-a-em-2022/>>.
- AC-9, A. E. S. Society of A. E. C. **SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual**. Society of Automotive Engineers, 1969. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=mo48AAAAIAAJ>>.
- AERO Magazine. **Latam utilizará o Boeing 777-300ER nos voos entre São Paulo e Lisboa**. 2023. Acessado em: 08 de Junho de 2024. Disponível em: <<https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/latam-utilizara-o-boeing-777-300er-nos-voos-entre-sao-paulo-e-lisboa.html>>.
- ALYANAK, E.; ALLISON, D. **Fuel Thermal Management System Consideration in Conceptual Design Sizing**. 2016.
- ANAC, A. N. de A. C. **CORSIA**. 2019. Acessado em: 12 de Março de 2024. Disponível em: <<https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/meio-ambiente/corsia>>.
- ANSYS. **Ansys CFX-Solver Manager User's Guide**. 2021.
- ARAÚJO, S. D. O. **Análise experimental e simulação em CFD de um enchimento alternativo para torres de resfriamento**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Pernambuco, 2020.
- BOEING. **Família 787**. 2020. Acessado em: 04 de Junho de 2024. Disponível em: <<https://www.boeing.com.br/products-and-services/commercial-airplanes/787>>.
- BOEING. **Orders & Deliveries**. 2024. Acessado em: 12 de Março de 2024. Disponível em: <<https://www.boeing.com/commercial#orders-deliveries>>.
- BRUNO, T. et al. **Thermodynamic, Transport, and Chemical Properties of Reference JP-8**. NIST Interagency/Internal Report (NISTIR), National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, MD, 2010. Disponível em: <https://tsapps.nist.gov/publication/get_pdf.cfm?pub_id=904848>.
- BUTICCHI, G.; WHEELER, P.; BOROEYEVICH, D. The more-electric aircraft and beyond. **Proceedings of the IEEE**, PP, p. 1–15, 01 2022.
- CAVCAR, M. The international standard atmosphere (isa). **Anadolu University, Turkey**, v. 30, n. 9, p. 1–6, 2000.
- CLEAN AVIATION. **Strategic Research and Innovation Agenda**. 2021. Acessado em: 12 de Março de 2024. Disponível em: <https://clean-aviation.eu/sites/default/files/2022-01/CAJU-GB-2021-12-16-SRIA_en.pdf>.
- FILHO Álvaro Henriques de O.; MOUNSIF, S. Modelos de turbulência aplicados ao escoamento de ar em ambientes internos: Um estudo numérico. **Proceedings of the 12th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering**, Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering - ABCM, 2008.
- FREEMAN, J. et al. Challenges and opportunities for electric aircraft thermal management. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 86, p. 519–524, 09 2014.

GHAJAR, A.; CENGEL, D. Y. A. **Heat and Mass Transfer: Fundamentals and Applications**. McGraw-Hill Education, 2014. ISBN 9780073398181. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=B89MnwEACAAJ>>.

GRAY, C.; SHAYESON, M. **Aircraft fuel heat sink utilization. Final technical report 14 Apr 1972–14 Apr 1973**. [S.l.], 1973.

GRU AIRPORT. **Movimentação Aeroportuária**. 2024. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.gru.com.br/pt/institucional/informacoes-operacionais/movimentacao-aeroportuaria>>.

HABERMANN, A. L. et al. Aerodynamic effects of a wing surface heat exchanger. **Aerospace**, v. 10, n. 5, 2023. ISSN 2226-4310. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2226-4310/10/5/407>>.

HEERDEN, A. S. van et al. Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 128, p. 100767, 2022.

JEON, D. H.; BAEK, S. M. Thermal modeling of cylindrical lithium ion battery during discharge cycle. **Energy Conversion and Management**, v. 52, n. 8, p. 2973–2981, 2011. ISSN 0196-8904. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0196890411001439>>.

KELLERMANN, H. et al. Assessment of fuel as alternative heat sink for future aircraft. **Applied Thermal Engineering**, Elsevier, v. 170, p. 114985, 2020.

MARTIN, C. D.; SHEPHERD, J. E. Low temperature autoignition of jet a and surrogate jet fuel. **Journal of Loss Prevention in the Process Industries**, v. 71, p. 104454, 2021. ISSN 0950-4230. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0950423021000656>>.

MARTINS, H. C. **Gerenciamento térmico de aeronaves: análise da viabilidade de um trocador de calor de superfície integrado com o combustível da aeronave**. 2023. Disponível em: <<http://hdl.handle.net/11449/244313>>.

MATWEB. **Aluminum 5052-H32**. 2024. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=96d768abc51e4157a1b8f95856c49028>>.

MEDEIROS, J. E. L. **Preocupação com emissão de gases poluentes leva ao estudo de novos modelos de aeronaves**. 2023. Acessado em: 12 de Março de 2024. Disponível em: <<https://jornal.usp.br/?p=684565>>.

Modern Airlines. **Boeing 777**. 2024. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.modernairliners.com/boeing-777>>.

MOUKALLED, F.; MANGANI, L.; DARWISH, M. **The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab**. Springer International Publishing, 2015. (Fluid Mechanics and Its Applications). ISBN 9783319168746. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=GYRgCgAAQBAJ>>.

MURAD, J. **What is y+ (yplus)?** 2020. Acessado em: 24 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394>>.

ONLINE, W. W. **São Paulo–Guarulhos International Airport (gru) Annual Weather Averages**. 2024. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.worldweatheronline.com/v2/weather-averages.aspx?q=gru>>.

QIAN, S.; NAN, C. S.; YU, Y. S. Analysis of aircraft integrated thermal management using fuel as heat sink. In: **2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)**. [S.l.: s.n.], 2016. p. 774–779.

RYEMILL, M. et al. **THE ROLLS-ROYCE PLC ULTRAFAN HEAT MANAGEMENT CHALLENGE**. 2016. Disponível em: <<https://api.semanticscholar.org/CorpusID:199400339>>.

SABA, H. **Emirates Boeing 777-300Er**. 2023. Acessado em: 19 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://grabcad.com/library/emirates-boeing-777-300er-1>>.

SADRAEY, M. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. CRC Press, 2017. ISBN 9781498776561. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=CDMNDgAAQBAJ>>.

SCHLABE, D.; LIENIG, J. Model-based thermal management functions for aircraft systems. **Aircraft Thermal Management: Integrated Energy Systems Analysis**, SAE International, v. 178, p. 89, 2016.

SCHWAB, A. et al. **Electrification of Aircraft: Challenges, Barriers, and Potential Impacts**. 2021. Disponível em: <<https://www.osti.gov/biblio/1827628>>.

SIGTHORSSON, D.; OPPENHEIMER, M.; DOMAN, D. **Aircraft Thermal Endurance Optimization Part I: Using A Mixed Dual Tank Topology And Robust Temperature Regulation**. 2019.

STANFORD, H. M. **A1 specs**. 2018. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <https://web.stanford.edu/group/haiwanglab/HyChem/fuels/A1_spec.html>.

Thyssenkrupp Materials UK. **Aircraft Grade Aluminum**. 2023. Acessado em: 12 de Abril de 2024. Disponível em: <<https://www.thyssenkrupp-materials.co.uk/aircraft-grade-aluminum>>.

Transport Safety Investigation Bureau. **BOEING B777-200ER, REGISTRATION 9V-SVC AIR TURNBACK DUE TO FUEL DISCREPANCY. Final Report 16 Apr 2014**. [S.l.], 2018.

VERSTEEG, H.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. Pearson Education Limited, 2007. ISBN 9780131274983. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=RvBZ-UMpGzIC>>.

ZILIO, C. et al. Cfd analysis of aircraft fuel tanks thermal behaviour. **Journal of Physics: Conference Series**, IOP Publishing, v. 923, n. 1, p. 012027, nov 2017. Disponível em: <<https://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/923/1/012027>>.