

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA

"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"

CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

HENRIQUE CARREIRA MARTINS

GERENCIAMENTO TÉRMICO DE AERONAVES:

**ANÁLISE DA VIABILIDADE DE UM TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE
INTEGRADO COM O COMBUSTÍVEL DA AERONAVE**

São João da Boa Vista

2023

Henrique Carreira Martins

**GERENCIAMENTO TÉRMICO DE AERONAVES:
ANÁLISE DA VIABILIDADE DE UM TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE
INTEGRADO COM O COMBUSTÍVEL DA AERONAVE**

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: Prof. Dr. Edemar Morsch Filho

São João da Boa Vista

2023

M386g Martins, Henrique Carreira

Gerenciamento térmico de aeronaves: : análise da viabilidade de um trocador de calor de superfície integrado com o combustível da aeronave. / Henrique Carreira Martins. -- São João da Boa Vista, 2023 52 p. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Edegar Morsch Filho

1. Análise térmica. 2. Permutadores térmicos. 3. Calor Convecção. 4. Combustíveis. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da 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: ANÁLISE DA VIABILIDADE DE
UM TROCADOR DE CALOR DE SUPERFÍCIE INTEGRADO COM O
COMBUSTÍVEL DA AERONAVE**

Aluno: Henrique Carreira Martins
Orientador: Prof. Dr. Edegar Morsch Filho

Banca Examinadora:

- Edegar 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 030/2023)

AGRADECIMENTOS

Agradeço, em primeiro lugar, a Deus por permitir a vida e por prover saúde e proteção à mim e minha família.

Agradeço ao meus pais, Carlos e Rosilene, por serem meu alicerce e minha inspiração diária. Por acreditar e por me incentivar em todas as minhas escolhas.

Agradeço às minhas irmãs, Josiane e Tasciane, por sempre me aconselhar e me acolher. Agradeço os meu cunhados, Daniel e Murilo.

Sou extremamente grato à minha Avó, Anilda, pelo carinho, amor e por participar deste momento especial em minha vida, e aos meus avós que não estão mais em nosso plano espiritual mas fazem parte da minha inspiração.

Agradeço a minha namorada, Ana Luísa, pelo amor, carinho e paciência durante a execução deste trabalho. Agradeço também aos meus colegas de faculdade, em especial aos meus colegas de República com quem compartilhei momentos inesquecíveis dos últimos anos.

E por fim agradeço o meu Professor Orientador, Edemar Morsch Filho, pela dedicação, paciência e por aceitar este desafio em tão pouco tempo.

“Crê em ti mesmo, age e verá os resultados. Quando te esforças, a vida também se esforça para te ajudar.”
(Chico Xavier)

RESUMO

Prover um gerenciamento térmico adequado a bordo de aeronaves comerciais atuais tem-se mostrado um desafio nos últimos anos e tende a ser ainda maior para as aeronaves do futuro. A crescente eletrificação dos sistemas associada com a miniaturização dos componentes eletrônicos são os principais responsáveis por esse cenário. Para suprir as necessidades de resfriamento dos diversos sistemas de uma aeronave, alguns modelos de trocadores de calor vêm sendo estudados. Um deles, foco do presente trabalho, consiste em um modelo de trocador de calor de superfície acoplado a um duto de combustível, este último responsável por transportar o calor de diferentes sistemas da aeronave. Este modelo é interessante porque a baixa temperatura do ar atmosférico durante algumas operações da aeronave, em conjunto com velocidades elevadas, favorece a troca de calor de superfície, e pode contribuir com a redução de peso e arrasto da aeronave ao não empregar outros fluidos refrigerantes, nem aberturas na superfície do avião para extração do ar. Diante disso, criou-se um modelo numérico baseado no balanço de energia com o intuito de, inicialmente, explorar a capacidade da asa dissipar calor por convecção forçada externa, onde observou-se que a técnica é promissora. Posteriormente, um duto de combustível quente foi integrado na superfície interna da asa. Através dessas modelagens foram avaliados cenários com o combustível inicialmente a 350 K escoando sob vazões de 1, 10 e 100 kg/s, para as operações de Taxiamento, Decolagem, Subida e Cruzeiro de uma aeronave semelhante ao A320. Em quase todos os casos, o calor dissipado pelo trocador foi superior ao calor gerado pela aeronave, sendo as exceções apenas para as condições de Taxiamento e Decolagem com vazão mássica de combustível de 1 kg/s. Vazões mássicas mais elevadas indicam que o trocador de calor proposto é uma técnica promissora, principalmente para velocidades de operação mais baixas.

PALAVRAS-CHAVE: Trocadores de calor; Convecção de calor; Combustível; Análise térmica.

ABSTRACT

Providing adequate thermal management on board of current commercial aircraft has been challenging in recent years and is expected to be even greater for future aircraft. The increasing electrification of systems, combined with the miniaturization of electronic components, is mainly responsible for this scenario. To meet the cooling needs of various aircraft systems, some models of heat exchangers have been studied. One of these models, the focus of this study, consists of a surface heat exchanger coupled with a fuel duct responsible for carrying heat from different aircraft systems. This model is interesting because the low temperature of the atmospheric air during certain aircraft operations, combined with high speeds, promotes surface heat exchange and can contribute to reducing the weight and drag of the aircraft by not using other refrigerant fluids or openings in the aircraft's surface for air extraction. In light of this, a numerical model based on energy balance was created to initially explore the wing's capacity to dissipate heat through external forced convection, which was promising. Subsequently, a hot fuel duct was integrated into the wing's internal surface. The simulations evaluated scenarios with fuel initially at 350 K flowing at rates of 1, 10, and 100 kg/s for the Taxiing, Takeoff, Climb, and Cruise operations of an aircraft similar to the A320. In almost all cases, the heat dissipated by the heat exchanger was greater than the heat generated by the aircraft, with exceptions only for the conditions of Taxiing and Takeoff with a fuel mass flow rate of 1 kg/s. Higher mass flow rates indicate that the proposed heat exchanger is a promising technique, especially for lower operating speeds.

KEYWORDS:Heat exchangers; Heat convection; Fuel; Thermal analysis.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Publicações por ano na base Scopus usando a palavra-chave “ <i>aircraft thermal management</i> ”.	15
Figura 2	Disposição do tanque de combustível do Airbus A330.	17
Figura 3	Dimensões de um Airbus A320.	17
Figura 4	Temperatura externa para projeto de aeronaves com base no ISA e MIL-HNDB-310.	20
Figura 5	Temperaturas experimentadas por uma aeronave em uma operação típica. . . .	21
Figura 6	Distribuição das cargas térmicas em aeronaves táticas.	22
Figura 7	Sistema de resfriamento de ar RAM.	24
Figura 8	Variação do arrasto de atrito em função do aquecimento da superfície.	25
Figura 9	Técnicas de gerenciamento térmico encontradas a bordo de automóveis e aeronaves.	26
Figura 10	Conceito do trocador de calor.	29
Figura 11	Semi-asa seccionada.	30
Figura 12	Balanco de energia na superfície.	30
Figura 13	Modelo nodal de uma seção da asa.	31
Figura 14	Estimativas em função do MTOW.	38
Figura 15	Desempenho da semi-asa.	39
Figura 16	Coeficiente de transferência de calor.	41
Figura 17	Posição de transição de escoamento normalizado pela corda.	42
Figura 18	Impacto do Reynolds crítico sobre o calor extraído.	42
Figura 19	Desempenho da asa para a condição de Decolagem.	43
Figura 20	Desempenho da asa para a condição de Subida.	44
Figura 21	Desempenho da asa para a condição de Cruzeiro.	44
Figura 22	Temperatura do combustível ao longo da envergadura para todas as operações. .	45
Figura 23	Potência dissipada ao longo da envergadura.	46

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dimensões de um Airbus A320.	18
Tabela 2 – Desenvolvimento de máquinas elétricas patrocinadas pela NASA.	23
Tabela 3 – Rejeição de calor EMA estimada em uma aeronave de tamanho A320 mais elétrica para condições operacionais de pico e nominais.	23
Tabela 4 – Propriedades utilizadas no trabalho.	34
Tabela 5 – Etapas de operação da aeronave.	37
Tabela 6 – Parâmetros geométricos e de desempenho de um A320.	37
Tabela 7 – Desempenho do trocador de calor para o A320.	47

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CLD	<i>Cold</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
ECS	<i>Environmental Control System</i>
EHA	<i>Electrohydrostatic Actuator</i>
EMA	<i>Electromechanical Actuator</i>
EUA	Estados Unidos da América
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
JET-A	Querosene de aviação
LRSA	<i>Long Range Strike Aircraft</i>
LFL	<i>Lower Flammability Limit</i>
MIL-HNDB-310	<i>Military Handbook: Global Climatic</i>
MEA	<i>More Electric Aircraft</i>
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
PD&I	Pesquisa, Desenvolvimento e Inovação
STD	<i>Standard</i>
UFL	<i>Upper Flammability Limit</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área [m ²]
A_{asa}	Área alar disponível para troca de calor [m ²]
b	Envergadura [m]
b_i	Comprimento da seção [m]
c	Corda média aerodinâmica [m]
c_p	Calor específico do combustível [J/kgK]
c_{par}	Calor específico do ar [J/kgK]
D_h	Diâmetro hidráulico [m]
d_w	Espessura da parede [m]
E	Tensão [V]
F	Força de empuxo [N]
H	Altitude [m]
H_p	Grau de hibridização do motor [-]
h	Coeficiente de transferência de calor por convecção [W/m ² K]
h_t	Altura do duto [m]
I	Corrente elétrica [A]
k_{ar}	Condutividade térmica do ar [W/mK]
k_f	Condutividade térmica do combustível [W/mK]
k_w	Condutividade térmica da parede
L	Comprimento característico [m]
l_t	Largura do duto [m]
M	Número de Mach [-]
$MTOW$	Peso máximo de decolagem (<i>Maximum Take-Off Weight</i>) [kg]
$\dot{m}_f$	Vazão mássica de combustível [kg/s]
Nu	Número de Nusselt [-]

Nu_{D_h}	Número de Nusselt médio em função do diâmetro hidráulico [-]
Nu_c	Número de Nusselt médio em função da corda [-]
Pr	Número de Prandtl [-]
Q_{out}	Quantidade de calor dissipado [W]
$Q_{out_{tot}}$	Quantidade total de calor dissipado [W]
Q_{req}	Potência de resfriamento requerida [W]
Q''_{sol}	Fluxo de radiação solar [W/m ²]
Re	Número de Reynolds [-]
Re_c	Número de Reynolds baseado na corda[-]
Re_{cr}	Número de Reynolds crítico [-]
Re_{D_h}	Número de Reynolds baseado no diâmetro hidráulico [-]
R_h	Resistência térmica de convecção [K/W]
R_k	Resistência térmica da parede plana [K/W]
T	Temperatura [K]
T_{∞}	Temperatura do ambiente [K]
T_{fin}	Temperatura inicial do combustível
T_{fm}	Temperatura média do combustível [K]
T_{fout}	Temperatura de saída do combustível [K]
T_s	Temperatura de superfície [K]
T_{viz}	Temperatura da vizinhança [K]
V	Velocidade [m/s]
V_m	Velocidade média do escoamento [m/s]
α	Coeficiente de absorvidade [-]
γ	Razão de calor específico do ar [-]
ΔT	Variação da temperatura [K]
ε	Coeficiente de emissividade [-]
η_{ele}	Eficiência elétrica [-]

η_{mec}	Eficiência de transmissão mecânica [-]
μ	Viscosidade dinâmica [kg/ms]
μ_{ar}	Viscosidade dinâmica do ar [kg/ms]
μ_f	Viscosidade dinâmica do combustível [kg/ms]
ρ	Densidade [kg/m ³]
ρ_{ar}	Densidade do ar [kg/m ³]
ρ_f	Densidade do combustível [kg/m ³]
σ	Constante de Stefan-Boltzmann [W/m ² K ⁴]

SUMÁRIO

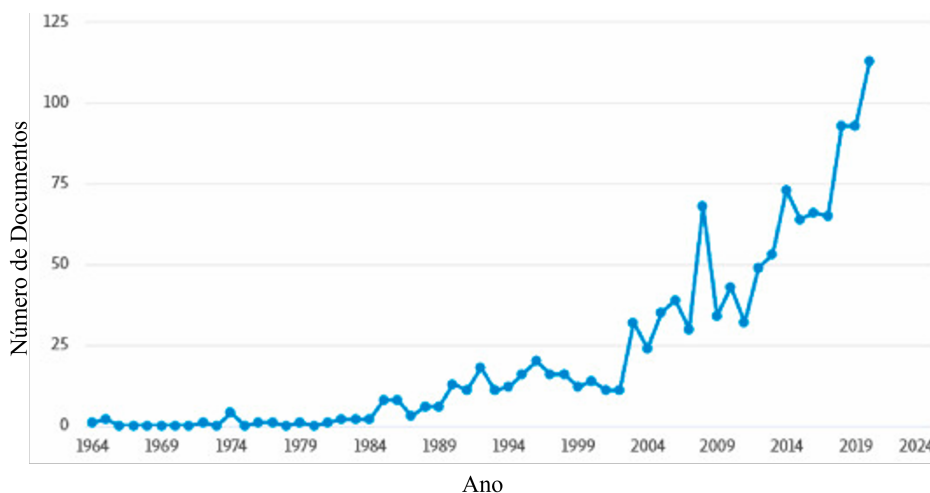
1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Objetivo do trabalho	18
1.2	Organização do Trabalho	19
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2.1	O ambiente externo	20
2.2	Fontes de calor de uma aeronave	22
2.2.1	Superfícies de controle e outros atuadores	23
2.3	Rejeição de calor	23
2.3.1	Ar atmosférico	24
2.3.2	Combustível	25
2.4	Transporte térmico	26
2.4.1	Métodos Ativos	26
2.4.1.1	<i>Resfriamento por ar forçado</i>	26
2.4.1.2	<i>Resfriamento por jato de líquido</i>	27
2.4.1.3	<i>Resfriamento por spray</i>	27
2.4.2	Métodos Passivos	27
2.4.2.1	<i>Tubo de calor</i>	27
2.4.2.2	<i>Material com mudança de fase</i>	28
2.5	Trabalhos relacionados	28
3	METODOLOGIA	29
3.1	Modelo geométrico e discretização	29
3.2	Balanço de energia	29
3.2.1	Asa como trocador de calor de superfície	30
3.2.2	Combustível no ramal quente do trocador	31
3.3	Coeficiente de transferência de calor por convecção	33
3.3.1	Convecção forçada externa	33
3.3.2	Convecção forçada interna	33
3.4	Propriedades térmicas, superficiais e geométricas	34
3.4.1	Propriedades térmicas do ar atmosférico	34
3.4.2	Propriedades térmicas do combustível	35
3.5	Estudo de casos	35
3.5.1	Estudo da asa	35
3.5.1.1	<i>Parâmetros em relação ao MTOW</i>	36
3.5.1.2	<i>Temperatura da superfície</i>	36
3.5.1.3	<i>Regime de escoamento</i>	36

3.5.1.4	<i>Operação da aeronave</i>	37
3.5.2	Integração do combustível	37
3.5.2.1	<i>Vazão de combustível</i>	37
4	RESULTADOS	38
4.1	Estudo da asa	38
4.1.1	Parâmetros em relação ao MTOW	38
4.1.2	Temperatura de superfície, regime de escoamento e operação da aeronave . .	39
4.1.3	Transição de escoamento	41
4.1.4	Capacidade da asa em dissipar o calor gerado	43
4.1.5	Integração do combustível	44
5	CONCLUSÃO	48
5.1	Sugestões para trabalhos futuros	48
	REFERÊNCIAS	50

1 INTRODUÇÃO

O desafio de prover um gerenciamento térmico adequado a bordo de aeronaves comerciais modernas tem crescido significativamente nos últimos anos. Este tema é objeto de vários projetos de Pesquisa, Desenvolvimento e Inovação (PD&I) e, conseqüentemente, o número de publicações nesta temática apresenta uma tendência expressiva de crescimento, principalmente nos últimos 5 anos, como mostra a Figura 1. A motivação para esse cenário pode ser explicada, em partes, pela progressiva e contínua eletrificação das novas aeronaves, assim como pela miniaturização dos componentes eletrônicos encontrados nos diversos embarcados. Além disso, a maior presença de materiais compósitos nas estruturas primárias e secundárias das aeronaves introduzem dificuldades extras para a dissipação de calor se comparado às ligas convencionais, em virtude da sua menor difusividade e comportamento anisotrópico.

Figura 1 – Publicações por ano na base Scopus usando a palavra-chave “*aircraft thermal management*”.



Fonte: Adaptado de Heerden et al. (2022).

No artigo de Rosero et al. (2007), os autores afirmam que as próximas gerações de aeronaves MEA (*More Electric Aircraft*), com capacidade de 300 passageiros, necessitarão de aproximadamente 1,6 MW de potência para sistema elétrico. Ao considerar uma eficiência de 95%, o calor gerado apenas por esse sistema seria em torno de 80 kW, o que corrobora a necessidade de aprimoramento dos sistemas de gerenciamento térmico das aeronaves.

Uma consulta na literatura evidencia que os principais autores neste tema elencam cinco elementos principais relacionados ao estudo dos sistemas de gerenciamento térmico de aeronaves, conforme abaixo (HEERDEN et al., 2022):

- Fontes de calor: esta categoria inclui os diversos modos de aquecimento, sejam internos ou externos, como por exemplo o sol, a atmosfera, o próprio sistema de aquecimento, os motores à combustão, os sistemas hidráulicos e pneumáticos, assim como o sistema elétrico/eletrônico constituído pela bateria, componentes eletrônicos, entre outros;

- Aquisição de calor: neste caso o foco é no princípio físico da transferência de calor, como a convecção, radiação e condução, aliado às principais fontes de calor mencionadas no item anterior, e os meios envolvidos nesses processos;
- Transporte térmico: todo o processo de transferência de calor está associado às leis fundamentais de conservação de massa, quantidade de movimento e energia aplicada sobre algum sistema, sendo usualmente empregado como fluido de trabalho o ar, os óleos lubrificantes, os fluidos refrigerantes e o combustível. Ressalta-se que nesta pesquisa o foco será justamente no uso do combustível como um meio para o transporte térmico;
- Rejeição de calor: os princípios de rejeição de calor são similares aos de aquisição de calor, tanto no princípio físico quanto nos meios envolvidos;
- Dissipadores de calor: dentro desta categoria a atenção é na etapa final do controle térmico, onde efetivamente ocorre a transferência de calor por convecção entre os componentes de rejeição e o escoamento do ar atmosférico sobre elementos estruturais da aeronave, ou por radiação das superfícies externas, assim como pelo armazenamento do calor excedente, conversão ou utilização em outras partes, como por exemplo no sistema de proteção anti-gelo.

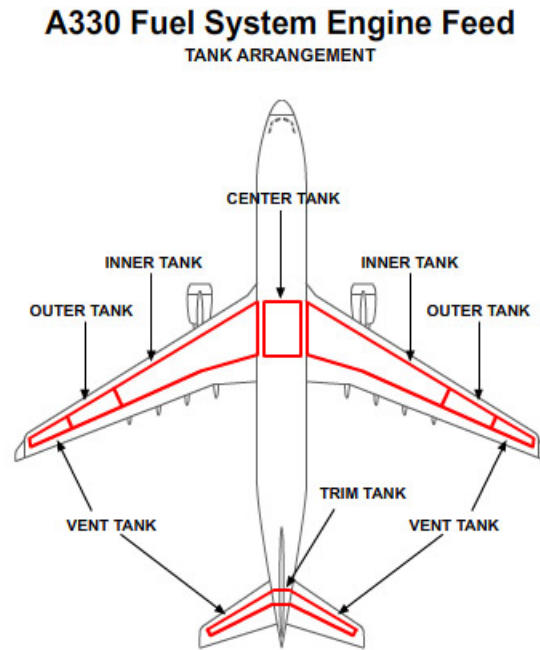
Em uma aeronave, tipicamente as condições de pressão e temperatura na cabine são responsabilidade do *Environmental Control System* (ECS). Em geral, os modelos convencionais direcionam ar atmosférico para dentro da aeronave por meio de válvulas localizadas nos motores, ou então por pequenas aberturas na fuselagem/asa. Inevitavelmente, essa técnica promove um aumento no arrasto, que é prejudicial para uma operação mais eficiente (SCHLABE; LIENIG, 2016). Portanto, a busca por melhores desempenhos de uma aeronave também passa pelo projeto do gerenciamento térmico frente as suas demandas, sem desconsiderar aspectos de segurança envolvidos, o que explica o porquê a indústria e a academia vêm buscando aprimorar e desenvolver novos métodos de dissipação de calor nas aeronaves, principalmente para as próximas gerações MEA.

No contexto de gerenciamento térmico de aeronaves, uma alternativa apontada entre as categorias elencadas anteriormente é a utilização de combustível como elemento de transporte térmico dos sistemas que geram calor, a exemplo do resfriamento do óleo do motor já utilizado em aeronaves militares de alta performance (GRAY; SHAYESON, 1973), ou até mesmo o emprego do tanque de combustível como um grande sumidouro de calor. Roland e Rumpfkeil (2017) apontam que o resfriamento pelo emprego do combustível da aeronave é uma alternativa que apresenta o diferencial de ser uma espécie de sistema de controle térmico passivo e, até certo ponto, de complexidade inferior quando comparado a outros sistemas.

A Figura 2 ilustra uma configuração típica para o tanque de uma aeronave da aviação comercial civil, onde percebe-se a sua distribuição, localizada principalmente ao longo da envergadura da asa.

Ainda que novas tecnologias estejam presentes a bordo das aeronaves do futuro, as características geométricas que conhecemos hoje estarão de alguma forma presentes nas novas configurações. Em aeronaves comerciais, essas características se resumem a uma fuselagem de formato cilíndrico, asas enflechadas e empenagens em forma de cruz. A Figura 3 e a Tabela 1 ilustram algumas das características e dimensões de uma aeronave que opera nos dias atuais. Como é possível observar, há grandes

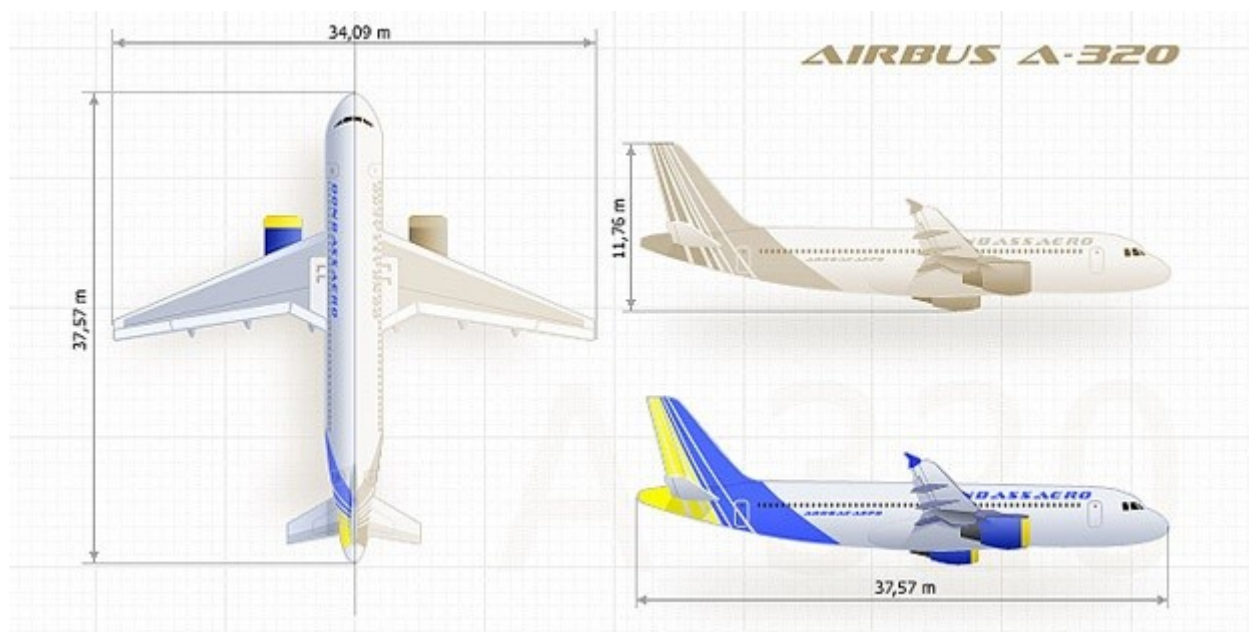
Figura 2 – Disposição do tanque de combustível do Airbus A330.



Fonte: Adaptado de Federal Aviation Administration (2022).

áreas superficiais expostas e em contato com a atmosfera, principalmente nas asas e fuselagem, que, em conjunto com as baixas temperaturas e elevadas velocidades presentes durante o voo, tornam-as excelentes dissipadoras de calor por convecção forçada externa.

Figura 3 – Dimensões de um Airbus A320.



Fonte: Adaptado de Modern Airlines (2023).

No entanto, deve-se lembrar que a operação completa de uma aeronave é mais abrangente, sendo que as principais etapas existentes incluem a fase com o avião estacionado no *finger*, taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, descida, pouso e taxiamento novamente. Portanto, a combinação de baixas temperaturas e altas velocidades, que são as melhores condições do ponto de vista da transferência de

Tabela 1 – Dimensões de um Airbus A320.

Parâmetro	Valor
Comprimento total [m]	37,57
Envergadura da asa [m]	34,09
Área alar [m ²]	122,6
Altura da empenagem vertical [m]	11,76
Largura da fuselagem [m]	3,95
Altura da fuselagem [m]	4,14
Fonte: Adaptado de Modern Airlines (2023).	

calor por convecção, surge apenas na fase de voo de cruzeiro, enquanto a maior temperatura e menor velocidade encontram-se na fase de taxiamento e representam o pior cenário de convecção. Sendo assim, a capacidade de resfriamento por meio das superfícies da asa e fuselagem é dinâmica ao longo da operação da aeronave. Consequentemente, o desempenho de um trocador de calor de superfície baseado na área da asa de uma aeronave, tendo integrado sob sua superfície o ramal quente escoando combustível, também é afetado e deve ser avaliado para todas estas condições.

Há alguns anos que o combustível já vem sendo utilizado como dissipador de calor para o óleo do motor. Nos casos em que o fluxo de combustível não é suficiente, como por exemplo durante o taxiamento e o pouso, uma bomba de recirculação é instalada para manter o fluxo necessário. A utilização do próprio combustível da aeronave como fluido refrigerante de seus sistemas possibilita uma redução do peso do avião, assim como uma redução do arrasto (ao minimizar a necessidade de extração do ar através do motor) e redução na manutenção com a reposição de diferentes tipos de fluidos refrigerantes para uma mesma aeronave. No entanto, um dos desafios para a utilização do combustível integrado ao gerenciamento térmico é a necessidade de um controle cuidadoso da temperatura, para que não se alcance a temperatura de combustão, o que colocaria em risco a segurança da operação. Segundo Kellermann et al. (2020), os limites de temperatura para não atingir a ignição usualmente variam entre 448 [K] e 511 [K].

1.1 OBJETIVO DO TRABALHO

O presente trabalho tem como principal objetivo analisar, por meio de modelos numéricos, de baixo custo computacional, a viabilidade de um trocador de calor de superfície para aeronaves, considerando a integração de um duto de combustível sob a superfície da asa, a fim dissipar o calor gerado em sistemas de aeronaves.

Além disso, os objetivos específicos deste trabalho são:

- Elencar típicas demandas térmicas, parâmetros geométricos e de operação de aeronaves da aviação comercial civil;
- Modelar a troca de calor que ocorre na superfície exterior da asa;
- Investigar o potencial em transferir calor pela superfície da asa por meio de modelos de baixo custo computacional;

- Integrar o escoamento do combustível no trocador de calor de superfície e estimar o desempenho do modelo sob diferentes condições de operação da aeronave.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Os demais capítulos deste trabalho estarão dividido em 4 partes, que são: Revisão Bibliográfica, Metodologia, Resultados e Conclusões. No capítulo Revisão Bibliográfica serão apresentados dados de outras pesquisas relacionadas ao tema em questão. O capítulo Metodologia consiste no desenvolvimento do modelo e da simulação utilizada para analisar o desempenho da asa e a integração de um ramal de combustível como um meio de gerenciamento térmico para aeronaves. No capítulo Resultados serão apresentados os resultados obtidos através da metodologia utilizada na pesquisa. E, por fim, no capítulo Conclusões, o desenvolvimento do estudo e os respectivos resultados alcançados serão ressaltados, assim como as limitações do modelo utilizado e as recomendações de trabalhos futuros para ampliar e aprimorar esta linha de pesquisa.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

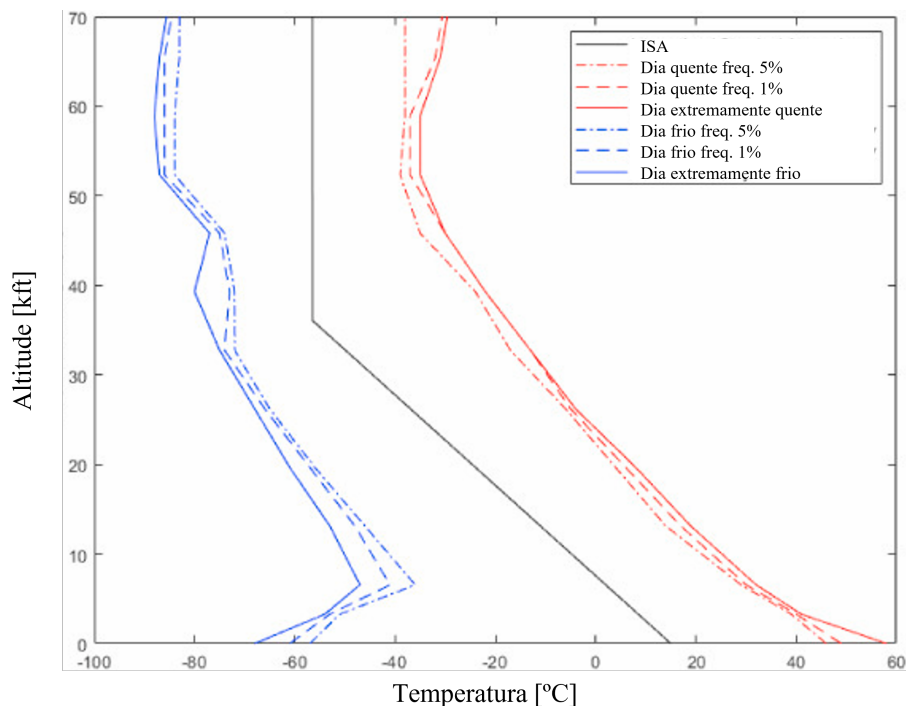
Por vários anos, a necessidade de manter uma elevada capacidade de transferência de calor era exclusiva de aeronaves que operavam sob Mach elevado, portanto, os caças. No entanto, as cargas de calor geradas pela própria operação das aeronaves vêm crescendo nas aeronaves subsônicas, inclusive na aviação comercial civil, tornando necessário o contínuo aprimoramento dos sistemas de gerenciamento térmico para que estes acompanhem o progresso do setor (HEERDEN et al., 2022). De acordo com Hinderliter (2017), os níveis exigidos de resfriamento nestas aeronaves já se aproximam da ordem de megawatt.

Nas seções a seguir, a fim de apresentar um panorama geral e atualizado desta problemática, será discutido e evidenciado a relevância do assunto, assim como as abordagens utilizadas por diferentes autores em pesquisas na mesma vertente deste estudo. Para isso, este capítulo está subdividido nas seções Ambiente Externo, Fontes de Calor de uma Aeronave, Rejeição de calor, Transporte térmico e Combustível como dissipador de calor.

2.1 O AMBIENTE EXTERNO

Sabe-se que uma das variáveis mais importante para análise de transferência de calor entre uma aeronave e o meio ambiente é a temperatura externa do ar. A Figura 4 ilustra essa variação de temperatura para diferentes altitudes, tanto no padrão internacional ISA (*International Standard Atmosphere*) (ATMOSPHERE, 1975), quanto com as variações previstas pelo MIL-HNDB-310 (*Military Handbook: Global Climatic*) dos Estados Unidos.

Figura 4 – Temperatura externa para projeto de aeronaves com base no ISA e MIL-HNDB-310.

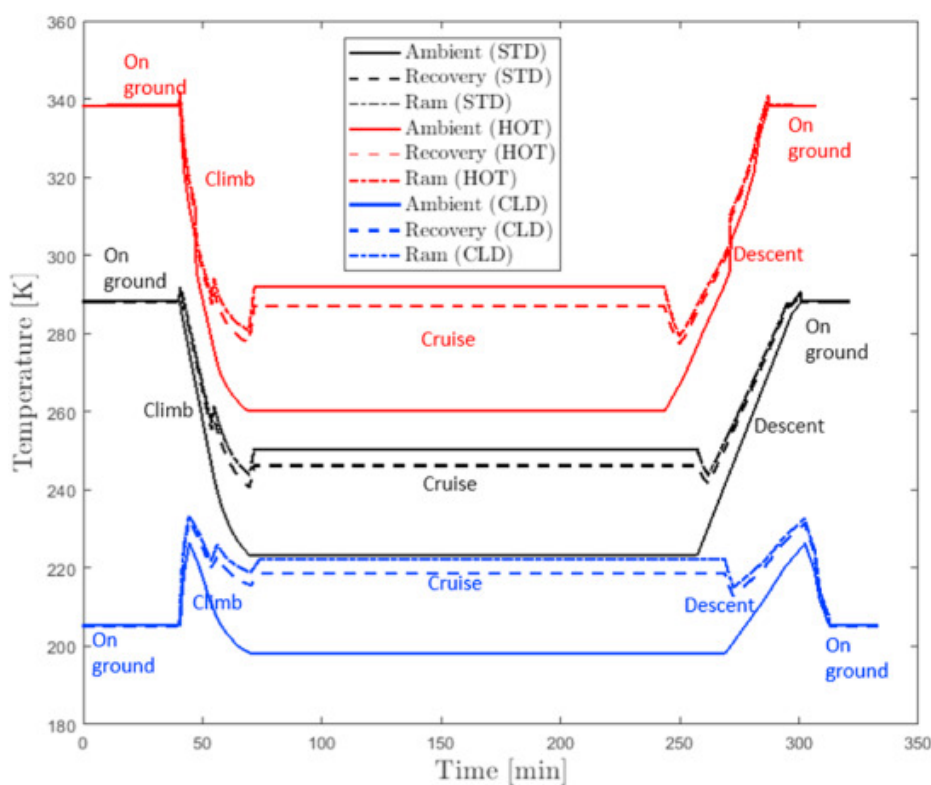


Fonte: Adaptado de Specification (1997).

A temperatura da atmosfera varia de acordo com a altitude, com a posição geográfica, umidade, entre outros parâmetros, por isso as análises costumam utilizar o padrão ISA. Além desta referência, uma outra muito utilizada é o manual militar MIL-HNDB-310, que introduz condições típicas, como “dias quentes”, “dia tropical”, entre outros (SPECIFICATION, 1997).

Como é de conhecimento geral, uma aeronave comercial em operação tradicionalmente atinge diferentes altitudes. Para ilustrar a variação de temperatura que o avião enfrenta ao longo do voo, Heerden et al. (2022) criou um gráfico (Figura 5) para uma operação hipotética, utilizando os modelos de temperatura ISA e MIL-HNDB-310. Na imagem, pode-se observar que foram considerados dias mais quentes, mais frios e dias com temperaturas médias. Por meio do gráfico é possível observar que cada fase de operação possui temperaturas bem definidas e constantes, exceto nas condições de decolagem e pouso, onde há uma variação significativa. Além disso, claramente percebe-se que para as menores altitudes tem-se as maiores temperaturas, enquanto que nas maiores altitudes atinge-se as menores temperaturas.

Figura 5 – Temperaturas experimentadas por uma aeronave em uma operação típica.



Fonte: Heerden et al. (2022).

Em geral, a transferência de calor entre a aeronave e o ambiente externo depende de fatores como (HEERDEN et al., 2022):

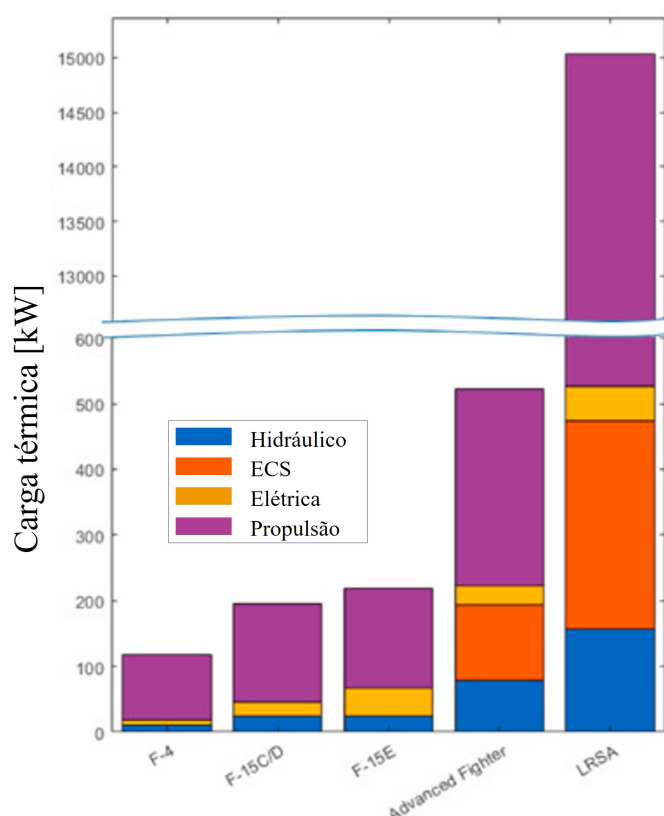
- Transferência de calor por convecção forçada para a superfície;
- Emissão de radiação pela superfície;
- Absorção de radiação solar pela superfície;
- Absorção de radiação atmosférica pela superfície.

A presença e o balanço desse conjunto de radiações podem ocasionar um aquecimento na aeronave, sendo uma preocupação em aeronaves que utilizam materiais compósitos (AHLERS, 2010).

2.2 FONTES DE CALOR DE UMA AERONAVE

Na Figura 6 observa-se a distribuição das diversas cargas térmicas a bordo de 5 aeronaves: F-4, F-15C/D, F15-E, *Advanced Fighter* e LRSA (*Long-Range Strike Aircraft*). Nela, foram considerados os sistemas hidráulicos, os ECS, os sistemas elétricos e sistema de propulsão. Em geral é o sistema de propulsão (motor) o principal responsável pelas fontes de calor.

Figura 6 – Distribuição das cargas térmicas em aeronaves táticas.



Fonte: Adaptado de Heerden et al. (2022).

Requisitos para o futuro da aviação incluem o desenvolvimento de aeronaves menos poluentes, com menos ruído e com menos consumo de combustível. Em virtude deste conjunto de fatores, diversas pesquisas estão sendo conduzidas no sentido de aumentar a eletrificação das aeronaves. De acordo com Jansen et al. (2017), a NASA vem investindo em tecnologias de propulsão que empreguem energia elétrica, visando equipamentos cada vez mais compactos, mais potentes e mais eficientes. Como é possível observar na Tabela 2, o objetivo é produzir máquinas com eficiência superior a 96%, o que ainda representaria valores entre 28 kW e 108 kW de calor gerado. Com essa escala de calor sendo gerado por essas máquinas, fica evidente que os sistemas de resfriamento de aeronaves ainda enfrentarão um cenário desafiador.

Simultaneamente ao desenvolvimento de aeronaves elétricas também surge a necessidade de se utilizar massivamente as baterias, e estas também exigirão cuidados no que se refere ao seu gerenciamento térmico. De acordo com Heerden et al. (2022), a variação de temperatura na bateria durante a

Tabela 2 – Desenvolvimento de máquinas elétricas patrocinadas pela NASA.

	Potência nominal contínua [MW]	Meta de potência específica [kW/kg]	Meta de eficiência [%]
Universidade de Illinois	1	13	>96
Universidade Estadual de Ohio	2,7	13	>96
Pesquisa Glenn da NASA	1,4	16	>98

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

operação afeta diversos parâmetros, como confiabilidade, longevidade e desempenho. De acordo com a literatura, para baterias de Ion-Lítio, uma variação aceitável de temperatura está entre -20°C e 65°C (XU et al., 2015). Estudos de Zhao et al. (2019) e Hunt et al. (2016) mostram que a degradação das baterias é menor quando resfria-se diretamente as células do que quando resfria-se somente a superfície externa da bateria. Além disso, para um gerenciamento térmico de baterias é crucial considerar um fenômeno chamado *Thermal runaway*, que é quando a geração de calor se torna auto sustentável e a sua temperatura aumenta sem controle (HEERDEN et al., 2022).

2.2.1 Superfícies de controle e outros atuadores

As superfícies de comando e os atuadores das aeronaves modernas vêm mudando para os EHAs (*Electrohydrostatic Actuator*) e EMAs (*Electromechanical Actuator*). Diferentemente dos atuadores hidráulicos tradicionais, os EHAs e EMAs possuem uma carga de calor local relevante (HEERDEN et al., 2022). O estudo de Bossche (2006) mostra que as asas do Airbus A380 tiveram que ser redesenhadas para adequar o resfriamento diante dos atuadores dos ailerons.

Lawson e Pointon (2008) realizaram um estudo estimando o calor gerado pelo EMAs em aeronaves mais eletrificadas (MEA) de tamanhos similares ao A320 (Figura 3). Parte dos resultados obtidos pelo estudo estão contemplados na Tabela 3, onde foram analisados os atuadores nas principais superfícies de comando, registrando os valores de pico e nominal de cada um.

Tabela 3 – Rejeição de calor EMA estimada em uma aeronave de tamanho A320 mais elétrica para condições operacionais de pico e nominais.

	Estimativa de calor gerado [W]					
	EMA motor		Eletrônicos		Total	
Atuador	Pico	Nominal	Pico	Nominal	Pico	Nominal
Aileron	336	121	253	91	589	212
Spoiler	349	126	263	95	612	220
Profundor	129	47	97	35	227	82
Leme	379	136	285	103	664	239

Fonte: Adaptado de Lawson e Pointon (2008).

2.3 REJEIÇÃO DE CALOR

Atualmente, na maioria das aplicações, existem apenas duas formas para rejeitar o calor de uma aeronave - através do ar atmosférico ambiente ou do combustível a bordo (ambos serão discutidos detalhadamente nas Subseções 2.3.1 e 2.3.2). O combustível tem uma massa limitada pelo tanque e

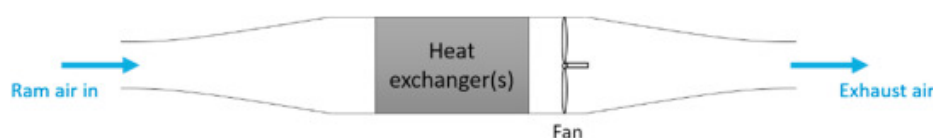
a sua quantidade varia ao longo da operação da aeronave, ou seja, a quantidade de calor que pode ser transferida para o combustível é limitada (PAL; SEVERSON, 2017). Além disso, vale salientar que o ar atmosférico pode se tornar uma fonte de calor quando a velocidade do escoamento é suficientemente elevada, deixando como opção somente o sistema de combustível como dissipador de calor (HEERDEN et al., 2022).

2.3.1 Ar atmosférico

O ar atmosférico, como mostra a Figura 5, pode chegar a temperaturas bem baixas durante a operação de uma aeronave. Por esse motivo, ele é o principal sumidouro de calor de uma aeronave (HEERDEN et al., 2022). No entanto, devido à viscosidade do ar e a sua compressibilidade, em alguns locais específicos a sua temperatura pode alcançar níveis bem mais elevados do que a temperatura ambiente.

Um típico trocador de calor empregado em aeronaves pode ser visto na Figura 7. Este sistema, também conhecido por trocador de calor do tipo RAM, utiliza a pressão dinâmica, gerada pelo movimento da aeronave, para direcionar o fluxo de ar para dentro do duto (AHLERS, 2010). O ar dentro do duto passa por um trocador de calor, modelo ar-ar ou ar-fluido, onde calor de algum sistema é absorvido e depois expelido no final do duto. Quando a aeronave está em repouso ou em baixas velocidades, um exaustor é ligado para manter o sistema em funcionamento (AHLERS, 2010). A maior desvantagem desse tipo de sistema é o seu elevado arrasto, causado pela perda da quantidade de movimento do escoamento durante sua passagem no interior do duto.

Figura 7 – Sistema de resfriamento de ar RAM.

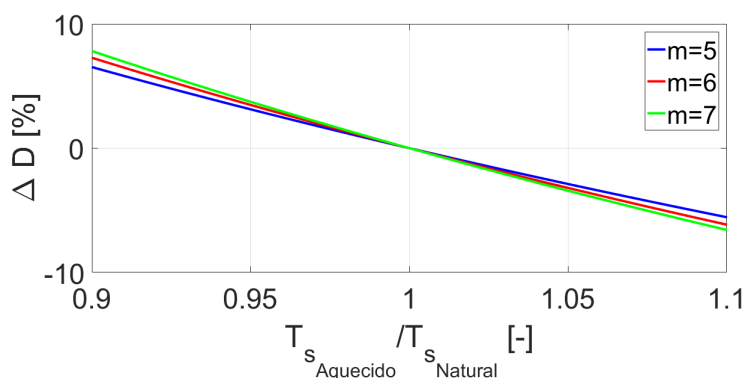


Fonte: Adaptado de Ahlers (2010).

Heerden et al. (2022) apresenta como maneira alternativa à este sistema o emprego das próprias superfícies da aeronave para dissipar o calor para o ambiente, evitando o aumento do arrasto causado pelo sistema anterior. Para isso, os autores alegam que podem ser utilizadas as superfícies da fuselagem e das asas, consistindo assim em um trocador de calor de superfície. Em trocadores de calor de superfície um fluido quente, como por exemplo o combustível, permanece em contato direto com a superfície da aeronave, que por sua vez está em contato direto com o ambiente externo. De acordo com Wang, Britcher e Martin (1999), esse aquecimento do ar próximo ao escoamento pode trazer malefícios para a eficiência aerodinâmica já que isso pode acarretar em uma transição da camada limite antes do desejado. No entanto, estudos de Kallath et al. (2020) mostram que o aquecimento das superfícies podem trazer benefícios para a eficiência aerodinâmica. Em seu trabalho, os resultados da pesquisa indicam um aumento de 2,5% no coeficiente de sustentação e uma redução de 1,6% no coeficiente de arrasto de atrito. De posse do equacionamento destes autores, um modelo analítico pode ser resolvido, obtendo-se os resultados da Figura 8, para diferentes patamares do coeficiente m que representam diferentes intervalos de Reynolds. Os resultados indicam que o aquecimento da superfí-

cie externa de uma aeronave é capaz de reduzir o arrasto de atrito, enquanto que o seu resfriamento levaria a um aumento deste arrasto. Vale salientar que o eixo horizontal considera temperaturas em Kelvin.

Figura 8 – Variação do arrasto de atrito em função do aquecimento da superfície.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

2.3.2 Combustível

A utilização do combustível e o tanque como sumidouro de calor é extremamente atraente devido aos seguintes aspectos (HEERDEN et al., 2022):

- Disponibilidade: há uma grande quantidade de combustível disponível na aeronave na maior parte do tempo. Isso, supostamente, exclui a necessidade de adicionar outros fluidos refrigerantes ou até mesmo sistemas que interferem negativamente no arrasto aerodinâmico;
- Maior eficiência: quando comparado ao ar atmosférico, os combustíveis de hidrocarboneto possuem melhores propriedades para fins de transferência de calor;
- Proximidade com os sistemas que necessitam de refrigeração: em geral, o combustível e o tanque ocupam uma grande área na aeronave, permitindo uma relativa proximidade com diversos sistemas que possam necessitar de refrigeração, facilitando ainda mais a sua utilização como dissipador de calor;
- Baixas temperaturas: quando em regime subsônico e em elevadas altitudes, o combustível atinge temperaturas baixas, elevando sua eficácia no momento de resfriar os componentes.

Apesar dos pontos atraentes citados acima, Heerden et al. (2022) evidenciam também os pontos negativos para a utilização do combustível. Dentre eles, existe a preocupação com a segurança, já que ele é um líquido inflamável e altas temperaturas podem causar um incêndio. Além disso, alguns dos estudos citados mencionam o conceito de eletrificação das aeronaves e até indicam que as aeronaves com motor à combustão vêm se tornando cada vez mais eficiente no quesito propulsão, sendo ambos fatores que reduziriam a quantidade de combustível necessária para a operação.

Por conta dessa preocupação, fez-se necessária a criação de critérios desenvolvidos pelas agências regulatórias, que devem ser cumpridos afim de manter a segurança da operação de uma aeronave. Esses requisitos declaram que nenhuma fonte de ignição pode estar presente nos tanques de combustível, e que os tanques e dutos de combustível devem atender aos critérios de exposição à inflamabilidade limitada e controlada (HEERDEN et al., 2022).

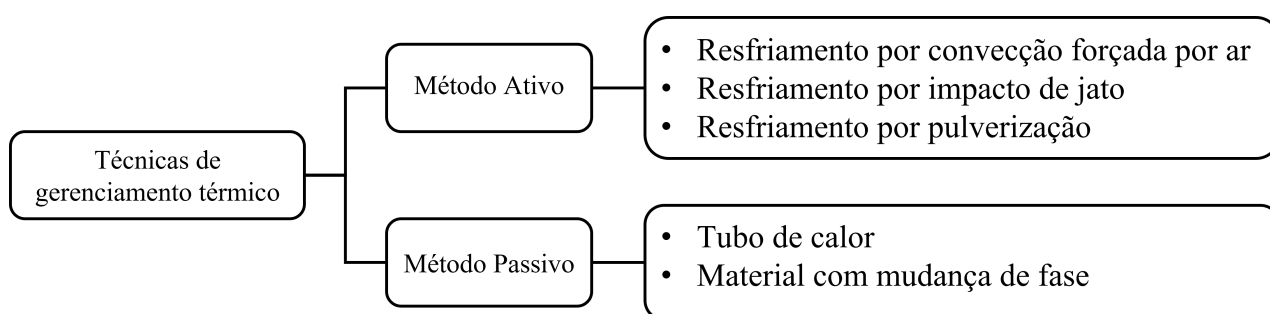
A temperatura e a pressão no tanque de combustível, que variam com a altitude, velocidade e alcance do voo, determinam quando o tanque de combustível é inflamável. O tanque é considerado inflamável quando a concentração de oxigênio no vapor (volume) excede um limite específico e a temperatura está dentro de uma determinada faixa de valores. Para tanques não pressurizados, existem os limites mínimos e máximos de temperatura, sendo LFL (*Lower Flammability Limit*) e UFL (*Upper Flammability Limit*). Esses valores são definidos pela EASA (*European Aviation Safety Agency*) (HEERDEN et al., 2022).

2.4 TRANSPORTE TÉRMICO

O transporte térmico, dentro de um sistema de gerenciamento de temperatura, é responsável por transportar a energia térmica, gerada nas fontes de calor, até os dissipadores de calor. Esse transporte se faz necessário já que nem todos os componentes que geram calor estão diretamente ligados aos dissipadores.

Dito isso, pode-se dizer que existem dois principais modos de transporte térmico: o transporte ativo e o transporte passivo. Como os próprios nomes já indicam, o primeiro modo necessita de uma potência elétrica para funcionar, enquanto que o segundo modo ocorre de forma natural, sem a necessidade de adicionar energia elétrica para a sua operação. A Figura 9 ilustra alguns exemplos de transportes ativos e transportes passivos, que serão brevemente discutidos nas subseções a seguir.

Figura 9 – Técnicas de gerenciamento térmico encontradas a bordo de automóveis e aeronaves.



Fonte: Adaptado de Lv et al. (2022).

2.4.1 Métodos Ativos

2.4.1.1 Resfriamento por ar forçado

Esta técnica, também conhecida por convecção forçada, permite um elevado grau de compacidade, com possibilidades de diminuição da complexidade e o custo dos sistemas de gerenciamento térmico Lv et al. (2022). Entretanto, quando comparado à modelos similares mas que empregam algum

líquido como fluido de trabalho, esta técnica usualmente apresenta um desempenho inferior. Para Heerden et al. (2022), as vantagens de utilizar o ar estão ligadas ao fato de que ele está disponível em abundância, não envolve produtos químicos nocivos e pode servir à várias outras funções.

2.4.1.2 Resfriamento por jato de líquido

Devido à sua capacidade de dissipar altos fluxos de calor, esse método de transferência de calor pode ser largamente utilizado em sistemas de gerenciamento térmicos na indústria, onde elevadas cargas térmicas precisam ser dissipadas (LV et al., 2022). No entanto, através da literatura consultada para este trabalho não se verificou a sua utilização em aeronaves até o presente momento (NADDA; KUMAR; MAITHANI, 2018).

2.4.1.3 Resfriamento por spray

Diferente da técnica anterior, aqui utiliza-se a injeção de gotículas para colidirem individualmente com a superfície alvo (MCCLUSKEY et al., 2018). Mertens et al. (2007) compararam a performance de três métodos de refrigeração por meio de experimentos. O primeiro incluiu a convecção monofásica com água, o segundo resfriamento por spray com ar-água e o terceiro sendo um resfriamento por spray com vapor-água, tendo obtido o melhor desempenho a técnica de resfriamento por spray que utilizou ar-água.

2.4.2 Métodos Passivos

2.4.2.1 Tubo de calor

Devido ao baixo custo, alta eficiência e confiabilidade, os tubos de calor são amplamente utilizados como forma de transporte térmico passivo (MOCHIZUKI, 2017). De acordo com Lv et al. (2022), os tubos de calor, além de serem muito eficientes, possuem uma distribuição de calor praticamente uniforme.

Em geral, existem quatro modelos de tubos de calor, que são eles: tubo de calor plano, tubo de calor pulsante, tubo de calor em loop, tubo de calor híbrido. Tubos de calor plano são frequentemente adotados para servir como um dispositivo para transportar elevadas taxas de calor onde se deseja um resfriamento uniforme. Os tubos de calor em loop, apresentando boas propriedades de transferência de fluxo de calor considerável por longas distâncias, foram amplamente implementados como um dispositivo de transferência de calor (MOCHIZUKI, 2017). Apesar dos tubos de calor adotarem uma técnica individual que permite uma capacidade de resfriamento competitiva, um melhor desempenho global pode ser alcançado por meio da combinação e integração de várias técnicas diferentes de gerenciamento térmico (LV et al., 2022). Cai, Bhunia e Asfia (2017) combinaram os tubos de calor pulsante e em loop para realizar o resfriamento de sistemas aviônicos localizados em posições distantes do sumidouro de calor.

2.4.2.2 Material com mudança de fase

Como o próprio nome diz, essa técnica utiliza a mudança de fase de materiais para realizar o resfriamento de sistemas. Neste caso, o calor latente do material de mudança de fase é utilizado para absorver energia térmica sem que ocorra um aumento significativo da sua temperatura.

2.5 TRABALHOS RELACIONADOS

Dentre os trabalhos analisados para a realização deste estudo, pode-se destacar três artigos nos quais este trabalho foi fundamentado:

- Heerden et al. (2022);
- Kellermann, Habermann e Hornung (2020);
- Kellermann et al. (2020).

O primeiro deles faz uma análise macro sobre as dificuldades em manter um gerenciamento térmico otimizado nas novas aeronaves civis e militares (HEERDEN et al., 2022). Esse estudo apresenta o motivo desse desafio, como por exemplo a maior eletrificação das aeronaves em conjunto com o aumento da utilização de materiais compósitos, que tem uma capacidade reduzida em trocar calor. Além disso o autor faz um breve resumo sobre alguns modelos de trocadores de calor, incluindo o trocador de calor com combustível integrado, foco deste trabalho.

Já o segundo estudo traz uma abordagem mais analítica, em que investiga a capacidade de se utilizar a superfície da asa de uma aeronave para realizar a troca de calor (KELLERMANN; HABERMANN; HORNUNG, 2020). Nele é possível encontrar estimativas da área alar disponível para troca de calor e estimativas do calor gerado por uma aeronave em função do seu peso máximo de decolagem, assim como alguns resultados sobre a quantidade de calor retirada.

E por último, o estudo do Kellermann et al. (2020) analisa dois tipos de trocadores de calor com combustível integrado, um utilizando dutos paralelos na asa e outro dutos em série. O presente trabalho embasou-se na utilização do duto na superfície da asa para realização da troca de calor.

Fortemente embasado nesses três estudos anteriores, o presente trabalho traz os desafios modernos de prover um trocador de calor eficiente em aeronaves, analisando a capacidade das asas em dissipar calor e propondo a utilização do combustível integrado na superfície de asas. Por fim uma aplicação será realizada, demonstrando os valores obtidos de calor dissipado pelo combustível e o calor requerido para uma aeronave semelhante ao A320.

3 METODOLOGIA

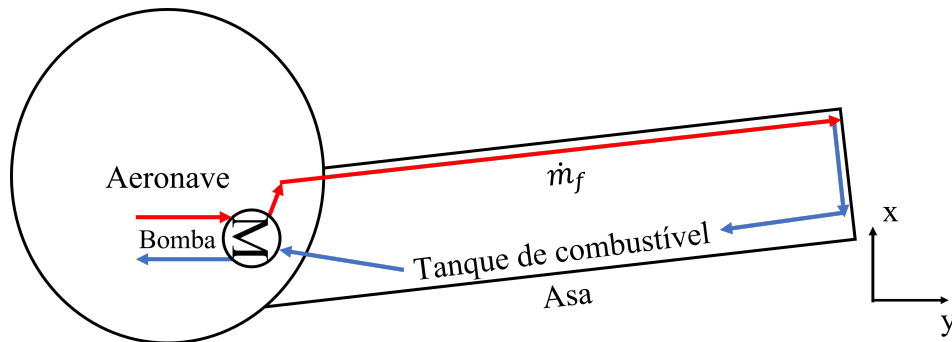
O presente trabalho foi desenvolvido com o objetivo de analisar a viabilidade de utilizar o combustível como fluido de trabalho em trocadores de calor de superfície integrado às asas de uma aeronave, a fim de dissipar o calor dos sistemas do avião.

Para estimar a capacidade desse trocador de calor, um modelo matemático foi criado, baseado principalmente nos estudos de Kellermann, Habermann e Hornung (2020) e Kellermann et al. (2020). Através deste modelo é possível estimar quanto de calor é dissipado pela superfície da asa, para diferentes configurações de operação.

3.1 MODELO GEOMÉTRICO E DISCRETIZAÇÃO

Este estudo concentra-se na utilização do combustível de uma aeronave como um ramal do trocador de calor de superfície localizado ao longo de uma asa (Figura 10). Dessa forma, o calor de fontes genéricas da aeronave é transferido ao combustível e este escoar em um duto sob vazão $\dot{m}_f$, percorrendo a semi-asa na direção de sua envergadura, da raiz para a ponta. Para realizar os cálculos,

Figura 10 – Conceito do trocador de calor.



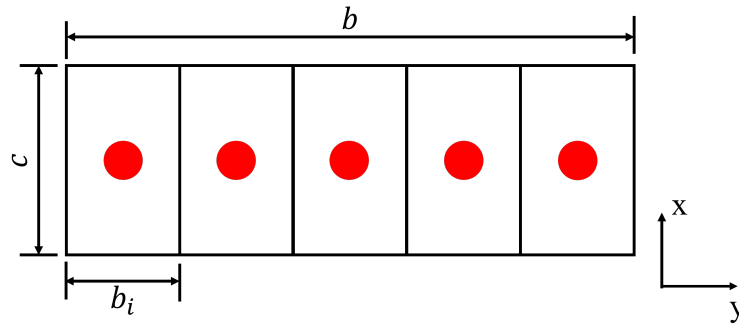
Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

a semi-asa é dividida em finitas seções e em cada seção há um ponto (nó), onde a troca de calor e a temperatura é avaliada. A Figura 11 ilustra o conceito dessa semi-asa, em que b é a envergadura da semi-asa, c é a corda média aerodinâmica da semi-asa e b_i é o comprimento de cada seção. Cada ponto vermelho representa um nó, cujo valor de temperatura de combustível a ser calculado é representativo para toda a sua respectiva seção.

3.2 BALANÇO DE ENERGIA

Nesta seção, o balanço de energia é efetuado para estimar a capacidade de troca de calor pela asa, com e sem a passagem de combustível no seu interior. Primeiramente é realizado o equacionamento sem o combustível, a fim de identificar o potencial de rejeição de calor através da superfície da asa.

Figura 11 – Semi-asa seccionada.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

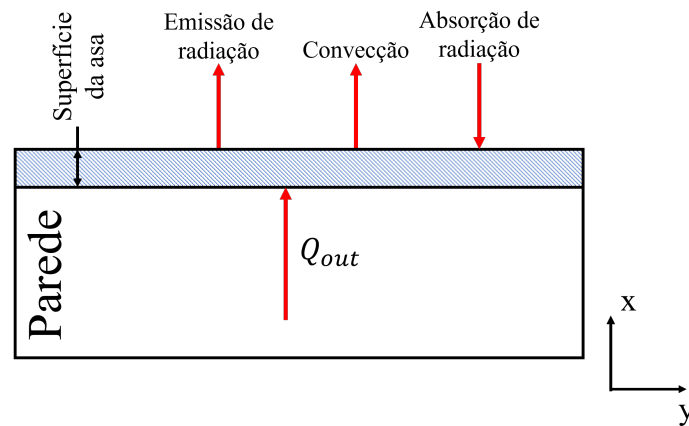
Em um segundo momento, a vazão de combustível sob a superfície da asa é introduzida no modelo, com o objetivo de estimar o seu impacto na transferência de calor.

3.2.1 Asa como trocador de calor de superfície

Conforme a Figura 12 e considerando apenas o regime permanente, o balanço de energia na superfície pode ser escrito pela Equação 1:

$$Q_{out} = hA(T_s - T_{\infty}) + \varepsilon\sigma A(T_s^4 - T_{viz}^4) - \alpha A Q''_{sol} \quad (1)$$

Figura 12 – Balanço de energia na superfície.



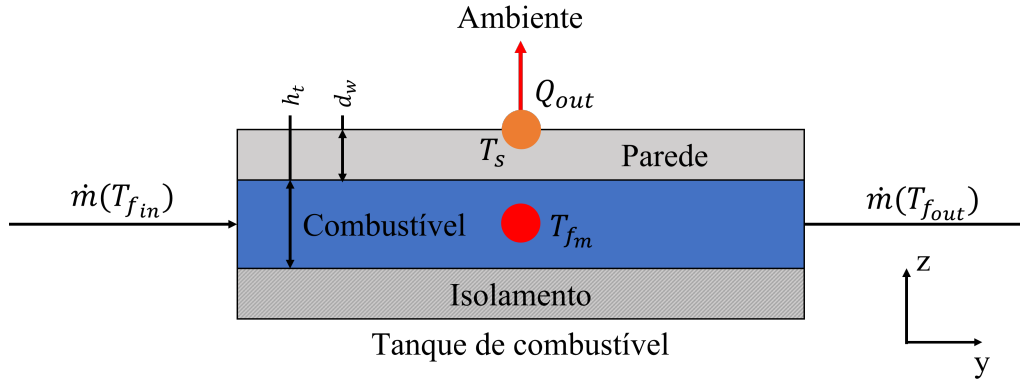
Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

em que h é o coeficiente de transferência de calor por convecção [$\text{W}/\text{m}^2\text{K}$], A é a área da superfície [m^2], T_s é temperatura da superfície [K], T_{∞} é a temperatura do ambiente [K], ε é a emissividade [-], σ é a constante de Stefan-Boltzmann [$\text{W}/\text{m}^2\text{K}^4$], T_{viz} é a temperatura da vizinhança [K], α a absorvidade [-] e Q''_{sol} é o fluxo de radiação solar. O valor obtido para Q_{out} equivale à rejeição de calor através da superfície, para aquela seção.

3.2.2 Combustível no ramal quente do trocador

Uma seção do trocador de calor de superfície está exemplificado na Figura 13, onde o balanço de energia pode ser aplicado e resolvido.

Figura 13 – Modelo nodal de uma seção da asa.



Fonte: Adaptado do Kellermann et al. (2020).

Como mostra a figura, o combustível entra com uma vazão mássica ($\dot{m}_f$) [kg/s] à uma temperatura ($T_{f_{in}}$) [K] na extremidade esquerda, troca calor com o ambiente externo por uma das faces, e sai com a mesma vazão mássica à uma temperatura ($T_{f_{out}}$) [K] do outro lado. Esse fluxo de combustível quente transfere calor através de convecção forçada interna, que então é conduzido pela parede, deixando a superfície externa sob temperatura T_s [K], onde então é transferido para o ar por meio de convecção forçada externa. A face oposta à troca de calor está em contato com o tanque de combustível, cuja capacidade de trocar calor é muito inferior se comparada com a convecção forçada externa, portanto neste trabalho será modelada como uma condição de contorno adiabática.

Considerando regime permanente, sem geração interna de energia e aproximando o escoamento por um modelo unidimensional, incompressível, o balanço de energia em cada seção da asa leva a:

$$\dot{m}c_p(T_{f_{in}} - T_{f_{out}}) = Q_{out} \quad (2)$$

em que c_p é o calor específico do combustível [J/kgK], e Q_{out} é o calor sendo retirado [W] através da superfície.

Utilizando o conceito de resistência térmica, tem-se que:

$$Q_{out} = \frac{T_{f_m} - T_s}{R_h + R_k} \quad (3)$$

em que T_{f_m} é a temperatura média entre a entrada e saída do combustível [K], R_h é a resistência térmica de convecção forçada interna do combustível e R_k é a resistência térmica da parede plana, dadas pelas seguintes expressões:

$$R_h = \frac{1}{h_f A} \quad (4)$$

$$R_k = \frac{d_w}{k_w A} \quad (5)$$

em que h_f é o coeficiente de transferência de calor por convecção forçada interna do combustível, k_w é a condutividade térmica da parede e d_w é a espessura da parede.

Substituindo a Equação 3 na Equação 2, tem-se que:

$$\dot{m}c_p(T_{fin} - T_{fout}) = \frac{T_{fm} - T_s}{R_h + R_k} \quad (6)$$

A temperatura média do fluido T_{fm} , obtida em uma posição equidistante das extremidades do volume de controle, é:

$$T_{fm} = \frac{T_{fin} + T_{fout}}{2} \quad (7)$$

Substituindo este resultado na Equação 6:

$$\dot{m}c_p(T_{fin} - T_{fout}) = \frac{0,5(T_{fin} + T_{fout}) - T_s}{R_h + R_k} \quad (8)$$

Manipulando a equação:

$$T_{fout} = \frac{T_{fin} [\dot{m}c_p(R_h + R_k) - 0,5] + T_s}{[\dot{m}c_p(R_h + R_k) + 0,5]} \quad (9)$$

Empregando a Equação 3 e a definição de $\dot{Q}_{out}$ dada pela equação 1:

$$hA(T_s - T_\infty) + \varepsilon\sigma A(T_s^4 - T_{viz}^4) - \alpha A\dot{Q}_{sol}'' = \frac{T_{fm} - T_s}{R_h + R_k} \quad (10)$$

Substituindo a definição de T_{fm} e manipulando a equação:

$$T_{fin} + T_{fout} - 2T_s = 2(R_{hf} + R_k) [hA(T_s - T_\infty) + \varepsilon\sigma A(T_s^4 - T_{viz}^4) - \alpha A\dot{Q}_{sol}''] \quad (11)$$

Substituindo a equação de T_{fout} obtida na Equação 9:

$$\begin{aligned} T_{fin} + \frac{T_{fin} [\dot{m}c_p(R_{hf} + R_k) - 0,5] + T_s}{[\dot{m}c_p(R_{hf} + R_k) + 0,5]} - 2T_s \\ = 2(R_{hf} + R_k) [hA(T_s - T_\infty) + \varepsilon\sigma A(T_s^4 - T_{viz}^4) - \alpha A\dot{Q}_{sol}''] \end{aligned} \quad (12)$$

Portanto, fornecendo os parâmetros geométricos, materiais e demais propriedades em função da altitude, apenas a temperatura da superfície T_s e o coeficiente de transferência de calor por convecção forçada h (interno e externo) são desconhecidos até o momento. Os termos h podem ser estimados por meio de relações envolvendo o número de Nusselt e serão apresentados na próxima seção. Contudo, a Equação 12 não é linear e, portanto, neste trabalho será adotado o método de Newton-Raphson para resolvê-la (AMARAL; SOUZA; CATALAN, 2015). Uma vez que T_s seja estabelecida, a temperatura de saída do combustível T_{fout} é obtida através da Equação 9, assim como o calor transferido através da asa pela integração do combustível (Equação 3).

3.3 COEFICIENTE DE TRANSFERÊNCIA DE CALOR POR CONVECÇÃO

O coeficiente de transferência de calor por convecção forçada, seja escoamento interno ou externo, pode ser calculado pelo parâmetro adimensional conhecido como número de Nusselt (Nu), condutividade térmica k [W/mK] e comprimento característico L [m], conforme equação abaixo (CENGEL, 2008):

$$h = \frac{Nuk}{L} \quad (13)$$

3.3.1 Convecção forçada externa

Neste caso, o fluido envolvido na convecção é o ar atmosférico e a geometria é a superfície externa da asa. Para este trabalho será considerado que a superfície da asa pode ser aproximada por uma placa plana, portanto o equacionamento do Nusselt médio em função da corda c do aerofólio (Nu_c) será (CENGEL, 2008):

$$Nu_c = \begin{cases} 0,664Re_c^{1/2}Pr^{1/3}, & Re_c < Re_{cr} \\ 0,037Re_c^{4/5}Pr^{1/3}, & Re_{cr} \leq Re_c < 10^7; \quad 0,6 \leq Pr \leq 60 \end{cases} \quad (14)$$

em que um valor amplamente aceito para o número de Reynolds crítico é $Re_{cr} = 5 \times 10^5$.

Para os casos listados acima, tem-se um escoamento completamente laminar ou completamente turbulento. Partindo da definição do coeficiente de transferência de calor por convecção, é possível demonstrar que na presença de escoamento laminar e turbulento sobre uma placa plana tem-se:

$$Nu_c = \left[0,664Re_{cr}^{1/2} + 0,037 \left(Re_c^{4/5} - Re_{cr}^{4/5} \right) \right] Pr^{1/3} \quad (15)$$

Nas equações listadas acima, Re_c é o número de Reynolds baseado na corda e Pr é o número de Prandtl do fluido, ambos para o ar, calculados por:

$$Re_c = \frac{\rho Vc}{\mu} \quad (16)$$

$$Pr = \frac{\mu c_p}{k} \quad (17)$$

em que c é a corda média aerodinâmica e V é a velocidade do escoamento.

3.3.2 Convecção forçada interna

Neste caso, o fluido envolvido na convecção forçada interna utilizado neste trabalho será o querosene aeronáutico (JET-A). Quanto à geometria, será assumido um duto retangular que passa no interior da asa, cujo diâmetro hidráulico D_h é calculado pela Equação 18.

$$D_h = \frac{4l_t h_t}{2l_t + 2h_t} \quad (18)$$

Para o equacionamento do Nusselt médio em função do diâmetro hidráulico D_h do duto será utilizada a seguinte expressão, válida somente para escoamentos turbulentos com resfriamento (CENGEL, 2008):

$$Nu_{D_h} = 0,023 Re_{D_h}^{0,8} Pr^{0,3} \quad (19)$$

em que o Re_{D_h} e Pr desta equação são calculados com base no escoamento do combustível, sendo que o número de Reynolds é baseado no diâmetro hidráulico do duto e na velocidade média do escoamento V_m :

$$Re_{D_h} = \frac{\rho D_h V_m}{\mu} \quad (20)$$

Para todos os casos de escoamento interno será assumido que o escoamento é completamente desenvolvido e os efeitos da região de entrada são desprezíveis. A ocorrência de um escoamento puramente turbulento e completamente desenvolvido é uma hipótese adotada para manter o modelo simples.

3.4 PROPRIEDADES TÉRMICAS, SUPERFICIAIS E GEOMÉTRICAS

A Tabela 4 apresenta alguns valores utilizados ao longo do estudo para as propriedades de superfície e geometria. A absorvidade, a emissividade, a condutividade térmica da parede e o fluxo de radiação solar foram escolhidos conforme o estudo de Kellermann et al. (2020), enquanto os demais foram estipulados pelo presente autor.

Tabela 4 – Propriedades utilizadas no trabalho.

Propriedade	Valor
Absortividade (α) [-]	0,25
Emissividade (ε) [-]	0,50
Condutividade térmica da parede (k_w) [W/mK]	240
Altura do duto (h_t) [m]	0,015
Largura do duto (l_t) [m]	0,8c
Espessura da parede (d_w) [m]	0,0015
Fluxo de radiação solar (Q''_{sol}) [W/m ²]	1100

Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

3.4.1 Propriedades térmicas do ar atmosférico

As propriedades térmicas do ar atmosférico variam com a temperatura do ar, que por sua vez varia em relação à altitude (H [m]). Os parâmetros do ar utilizados no trabalho foram calculados através das equações abaixo:

- Temperatura do ar atmosférico [K] (BINNS, 2018):

$$T_{\infty}(H) = \begin{cases} 288,15 - (6,5 \times 10^{-3})H, & H \leq 11.000 \text{ m} \\ 216,65, & H > 11.000 \text{ m} \end{cases} \quad (21)$$

- Densidade do ar atmosférico [kg/m³] (BINNS, 2018):

$$\rho_{ar}(T_{\infty}) = \begin{cases} 1,225 \times \left(\frac{T_{\infty}(H)}{288,15}\right)^{4,2523} & H \leq 11.000 \text{ m} \\ 0,3639^{-1,5758 \times 10^{-4}(H-11.000)} & H > 11.000 \text{ m} \end{cases} \quad (22)$$

- Viscosidade do ar atmosférico [kg/ms] (SADRAEY, 2017):

$$\mu_{ar}(T_{\infty}) = \frac{1,485 \sqrt{T_{\infty}}}{1 + \left(\frac{110,4}{T_{\infty}}\right)} \times 10^{-6} \quad (23)$$

- Devido à pouca variação em relação à temperatura, considerou-se o calor específico do ar constante e igual a $c_{par} = 1005 \text{ J/kgK}$ (CENGEL, 2008).
- Condutividade térmica do ar atmosférico [W/mK](CENGEL, 2008):

$$k_{ar}(T_{\infty}) = 0,0198 + 7,5(T_{\infty} - 223) \times 10^{-5} \quad (24)$$

3.4.2 Propriedades térmicas do combustível

No que se refere as propriedades do combustível utilizadas neste trabalho, utilizou-se o querosene de aviação (JET-A), cujas propriedades em função da sua temperatura são apresentadas abaixo.

- Densidade do combustível [kg/m³] (BRUNO, 2008):

$$\rho_f = -0,0002T_{fin}^2 - 0,6533T_{fin} + 997,04 \quad (25)$$

- Viscosidade do combustível [kg/ms] (BRUNO, 2008):

$$\mu_f = (0,1862T_{fin}^2 - 134,18T_{fin} + 24720) \times 10^{-6} \quad (26)$$

- Calor específico do combustível [J/kgK] (FORTIN; BRUNO, 2022)

$$c_p = (0,004T_{fin} + 0,7795) \times 10^3 \quad (27)$$

- Devido à pouca variação em relação à temperatura, considerou-se a condutividade térmica do combustível constante e igual $k_f = 0,125 \text{ W/mK}$ (BRUNO, 2008).

3.5 ESTUDO DE CASOS

3.5.1 Estudo da asa

Nestes casos foi utilizado uma área total da asa de 200 m^2 , similar ao observado no trabalho do Kellermann, Habermann e Hornung (2020).

3.5.1.1 Parâmetros em relação ao MTOW

O trabalho de Kellermann, Habermann e Hornung (2020) apresenta um conjunto de equações e gráficos obtidos para um conjunto de 2000 aeronaves, que permite estabelecer alguns parâmetros necessários para o modelo. Entre as variáveis destes modelos destaca-se o *Maximum Take-Off Weight* (MTOW). A seguir, seguem os coeficientes e equações empregados neste trabalho:

- Área da asa: a área total de uma aeronave (A_{tot} [m²]) adere à seguinte função:

$$\log_{10} A_{tot} = 0,748 \log_{10} MTOW - 0,689 \quad (28)$$

Contudo, as asas contribuem com apenas cerca de 31% deste valor. Além disso, em virtude de vários componentes que precisam ser alojados nas asa, os autores sugerem que apenas 80% da área total de uma asa possa estar disponível para exercer a função de um trocador de calor.

- Requisito de resfriamento: considerando as possíveis tecnologias que possam ser integradas nas aeronaves, os autores sugerem a seguinte expressão para estimar a potência de resfriamento requerida (Q_{req} [W]) por conta do sistema propulsivo, para a condição de decolagem:

$$Q_{req} = (1 - \eta_{mec})(1 - \eta_{ele}) F V H_p \quad (29)$$

onde η_{mec} [-] é a eficiência mecânica, η_{ele} [-] é a eficiência elétrica, F [N] é a força de empuxo, V [m/s] é a velocidade da aeronave, e H_p [-] é o grau de hibridização da potência da aeronave. Neste trabalho, iremos assumir que esta equação possa ser aplicada para todas as fases do voo. Além disso, para estimar o empuxo, os autores sugerem a seguinte expressão:

$$\log_{10} F = 0,913 \log_{10} MTOW + 0,895 \quad (30)$$

Neste trabalho foram adotados os seguintes coeficientes, exceto quando o texto menciona outro valor: $\eta_{mec} = 0,50$, $\eta_{ele} = 0,90$, $H_p = 0,75$.

3.5.1.2 Temperatura da superfície

Para investigar a influência da temperatura da superfície externa da asa sobre a capacidade de trocar calor através dela, serão avaliados casos, com as seguintes temperaturas: 300 K, 325 K, 350 K e 400 K.

3.5.1.3 Regime de escoamento

A fim de investigar a influência do regime de escoamento sobre a asa, serão avaliados três casos: puramente laminar, puramente turbulento e uma composição de laminar e turbulento.

3.5.1.4 Operação da aeronave

Serão realizadas simulações com as condições apresentadas na Tabela 5, a fim de analisar a influência da velocidade e da altitude de voo no desempenho do trocador de calor.

Tabela 5 – Etapas de operação da aeronave.

Operação	Velocidade	Altitude
Taxiamento	9,72 m/s (35 km/h)	0 m (0 ft)
Decolagem	69,44 m/s (250 km/h)	0 m (0 ft)
Subida	125,00 m/s (450 km/h)	6.096 m (20.000 ft)
Cruzeiro	236,11 m/s (850 km/h)	12.192 m (40.000 ft)

Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

Os valores presentes na tabela foram definidos a partir de informações do Site da Latam (LATAM, 2023) onde é possível encontrar as fases de operação de uma aeronave comercial.

3.5.2 Integração do combustível

A fim de obter resultados representativos para uma aeronave comercial, parte dos parâmetros geométricos da asa foram baseados no A320 da Airbus, e estão elencados na Tabela 6

Tabela 6 – Parâmetros geométricos e de desempenho de um A320.

Parâmetro	Valor
Envergadura [m]	31,40 (CANADA, 2019)
Corda média aerodinâmica [m]	4,19 (AGENCY, 2013)
Peso máximo de decolagem (MTOW) [kg]	77.000 (GROUP, 2023)

Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

Os valores apresentados na Tabela 6 foram utilizados no modelo numérico, exceto quando o resultado menciona outro parâmetro.

3.5.2.1 Vazão de combustível

A fim de investigar a influência da vazão mássica de combustível $\dot{m}_f$ no trocador de calor de superfície, foram realizadas simulações utilizando as seguintes vazões: 1, 10 e 100 kg/s.

4 RESULTADOS

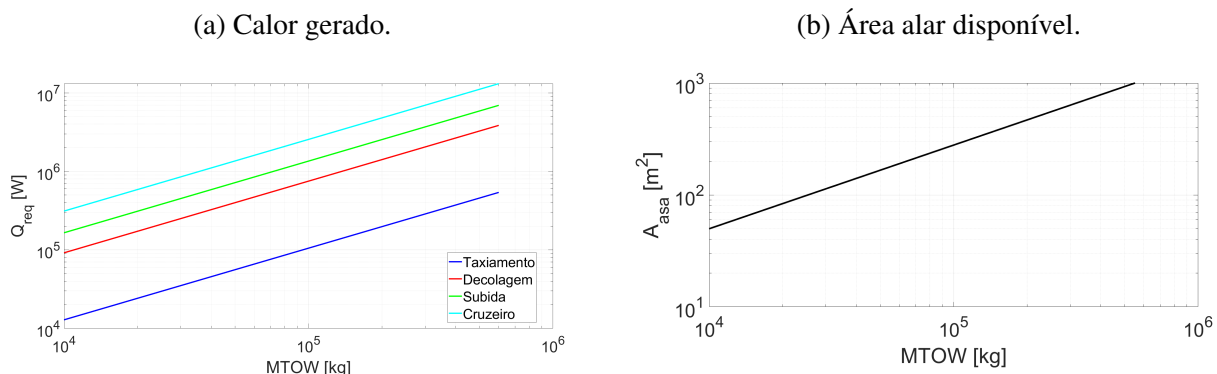
Este capítulo contempla os resultados obtidos pelos modelos discutidos no capítulo anterior de Metodologia, considerando inicialmente apenas a análise sobre a asa e posteriormente a integração do escoamento do combustível sob a sua superfície.

4.1 ESTUDO DA ASA

4.1.1 Parâmetros em relação ao MTOW

A fim de estimar o desempenho para uma ampla gama de configurações, o modelo matemático baseado nos estudos de Kellermann, Habermann e Hornung (2020) gerou os gráficos presentes na Figura 14, onde é possível estimar a quantidade de calor gerada por conta do sistema de propulsão de uma aeronave em diferentes operações (Figura 14a) e a área alar disponível (Figura 14b), ambas em função do seu peso máximo de decolagem (MTOW). O calor gerado pela aeronave representa a quantidade de calor que precisa ser dissipado, calculado conforme a Equação 29. Os gráficos, plotados em escala logarítmica, demonstram que em todos os casos o aumento do MTOW resulta no incremento do parâmetro analisado.

Figura 14 – Estimativas em função do MTOW.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

Analisando a Figura 14a, percebe-se que o calor gerado Q_{req} por uma aeronave durante a decolagem com $MTOW = 10.000$ kg é aproximadamente $9,18 \times 10^4$ W, enquanto que para uma aeronave de $MTOW = 100.000$ kg esse Q_{req} é de aproximadamente $7,57 \times 10^5$ W, ou seja, um aumento de 8,2 vezes. Apenas para exemplificar, a aeronave A320 possui aproximadamente $MTOW = 77.000$ kg, o que resultaria em $Q_{req} = 5,93 \times 10^5$ W durante a decolagem. Vale salientar que estes cálculos consideram que $H_p = 0,75$.

A Figura 14b apresenta uma estimativa da área alar disponível para troca de calor de uma aeronave (A_{asa}) em função do seu peso máximo de decolagem MTOW. Realizando novamente uma análise em cima do $MTOW = 77.000$ kg, valor semelhante ao de um A320, é possível notar que a área alar disponível para troca de calor é de aproximadamente 214 m². Vale ressaltar que este resultado

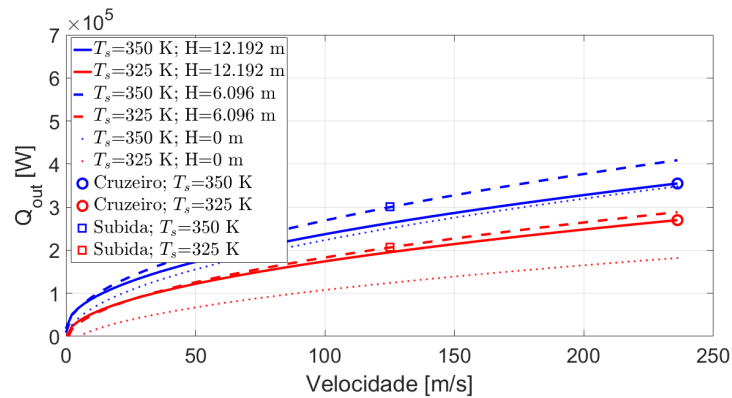
representa a área alar total disponível para troca de calor, ou seja, leva em consideração as duas semi-asas, considerando o seu intradorso e o extradorso da asa.

4.1.2 Temperatura de superfície, regime de escoamento e operação da aeronave

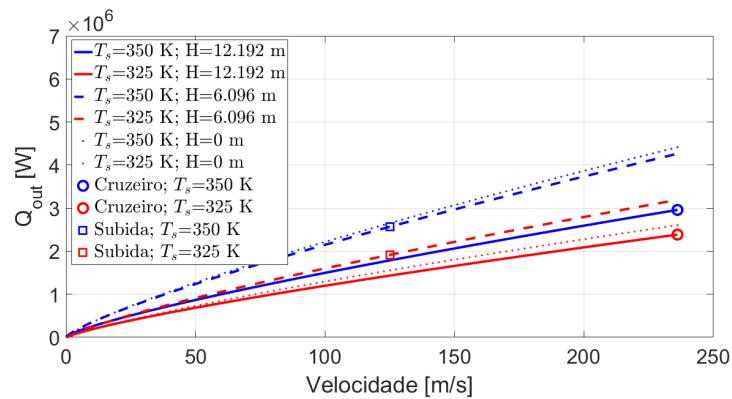
A Figura 15 apresenta os resultados obtidos para a capacidade de retirada de calor Q_{out} através da asa, considerando inicialmente diferentes temperaturas de superfície pré-determinadas, altitude, regime de escoamento e velocidades de escoamento. Nestes casos, o escoamento do combustível sob a superfície da asa não é levado em consideração e assume-se uma área de troca de 200 m^2 .

Figura 15 – Desempenho da semi-asa.

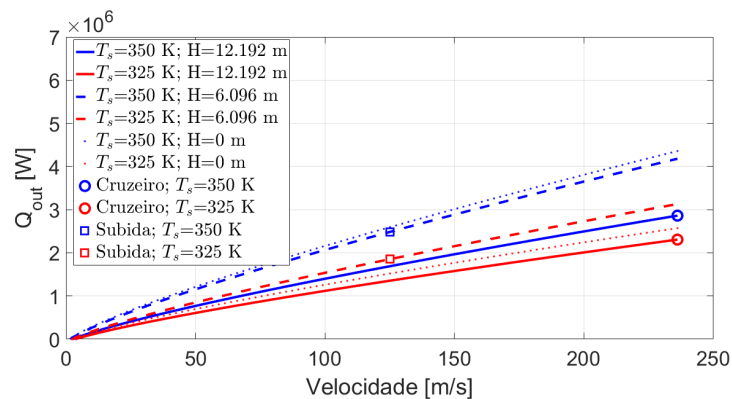
(a) Escoamento Laminar.



(b) Escoamento Turbulento.



(c) Escoamento laminar-turbulento.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

A Figura 15a equivale ao caso hipotético onde a transição do laminar para o turbulento ocorreria sob um Reynolds muito elevado, de tal forma que o escoamento sobre a asa seja puramente laminar. Com esta hipótese, a máxima dissipação de calor ocorreria na condição de subida ($H = 6.096$ m), na condição de máxima velocidade avaliada e temperatura de superfície elevada, resultando em aproximadamente $4,04 \times 10^5$ W. Interessante notar que, para esta mesma condição de velocidade, porém na altitude mais baixa de 0 m, a máxima dissipação é em torno de $3,46 \times 10^5$ W, enquanto que para 12.192 m a máxima dissipação é levemente superior, com $3,54 \times 10^5$ W. Sob a condição de temperatura de superfície mais baixa, a mesma ordem é observada, exceto na região de velocidade mais baixa, onde a magnitude da curva com $H = 12.192$ m é mais elevada do que para $H = 6.096$ m.

Para um regime puramente turbulento, como o mostrado na Figura 15b, a capacidade de rejeitar calor pela superfície da asa aumenta significativamente. Esta tendência é coerente com o que se espera, pois escoamentos turbulentos possuem uma maior capacidade de transferência de calor quando comparados ao escoamentos laminares. Neste caso, a máxima transferência de calor ocorre na altitude mais baixa, ainda sob a condição de máxima velocidade e temperatura de superfície, alcançando uma transferência de $4,41 \times 10^6$ W. Na sequência, a melhor condição ocorre na altitude de 6.096 m e resulta em $4,26 \times 10^6$ W. Ao contrário do caso anterior com escoamento puramente laminar, em que as curvas com $T_s = 350$ K apresentavam cenários melhores do que qualquer condição sob $T_s = 325$ K, no caso puramente turbulento a combinação de $T_s = 325$ K e altitude de 6.096 m chega a ser mais atrativo do que $T_s = 350$ K e altitude de 12.192 m.

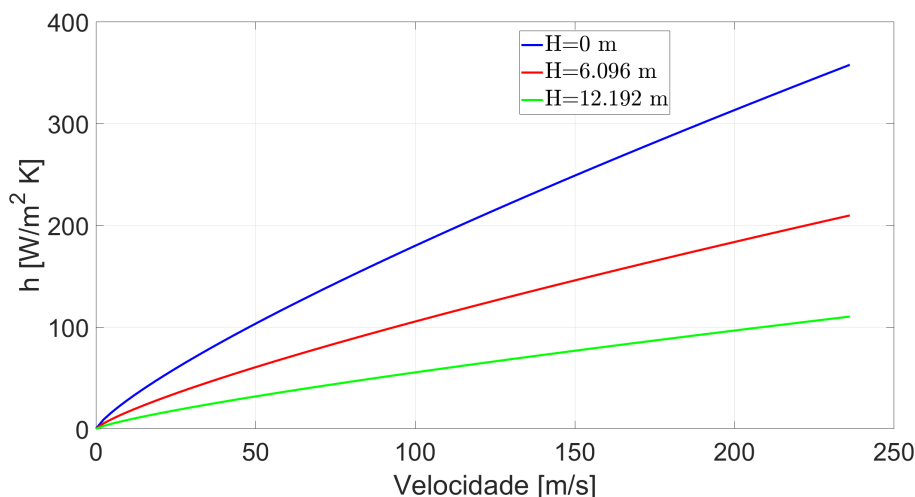
Considerando que a transição do regime laminar para o turbulento ocorra sob $Re_{cr} = 5 \times 10^5$, e que ambos os regimes possam coexistir sobre a asa, foi gerado o resultado da Figura 15c. Comparando este cenário com o caso anterior puramente turbulento percebe-se uma similaridade elevada entre os resultados. Uma explicação para este comportamento pode estar no fato de que o escoamento sobre a asa facilmente torna-se turbulento, e a região laminar responsável por menores taxas de transferência de calor deve estar concentrada em uma pequena região próxima do bordo de ataque. Na próxima seção esta questão será explorada novamente.

Para todos os casos da Figura 15 percebe-se que velocidades baixas resultam em baixas taxas de transferência de calor pela superfície, enquanto que elevadas velocidades estão relacionadas com as mais altas taxas de transferência de calor. Este resultado já era esperado, pois o coeficiente de transferência de calor por convecção aumenta à medida que o número de Nusselt também aumenta. Este, por sua vez, também aumenta quando a velocidade do escoamento sobe, consequência de um Reynolds mais elevado por conta da maior velocidade. Além disso, a temperatura da superfície apresenta um forte impacto nos resultados, sendo que temperaturas mais baixas produzem menores trocas de calor. Este resultado também já era esperado, pois a diferença de temperatura entre o ar e a superfície da asa é menor para $T_s = 325$ K do que para $T_s = 350$ K.

Em nenhum dos cenários avaliados o melhor desempenho ocorreu na máxima altitude, o que pode parecer em um primeiro momento um contra-senso, já que é nesta condição que a temperatura do ar atmosférico será a mais baixa. Contudo, ao observar o coeficiente de transferência de calor por convecção na Figura 16, percebe-se que ele decai significativamente com a altitude. Assim, sabendo que a convecção forçada externa é o principal mecanismo de transferência de calor sobre a asa, e que

ela depende de h e ΔT , o aumento na diferença de temperatura entre a superfície e o ar obtido com a elevação da temperatura é contrabalanceado com a diminuição do coeficiente de transferência de calor por convecção, resultando em taxas menores de calor sob altitudes mais altas quando se está em determinada velocidade. A diminuição da densidade do ar com a altitude é um dos parâmetros que mais contribui para este cenário, pois o número de Reynolds depende deste parâmetro.

Figura 16 – Coeficiente de transferência de calor.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

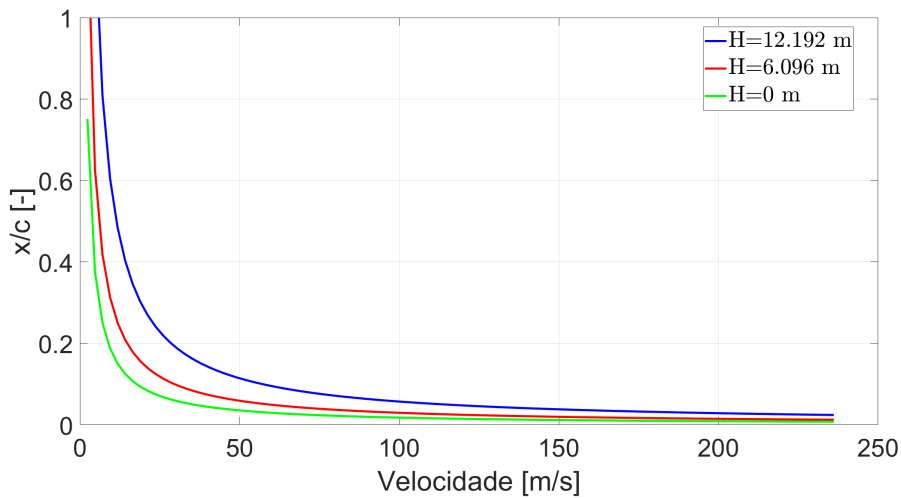
Portanto, embora os gráficos da Figura 15 demonstrem o comportamento para uma ampla gama de velocidades, sob diferentes patamares de altitude, vale salientar que a operação de uma aeronave apresenta um intervalo de velocidades mais restrito para cada etapa de um voo, ou seja, numa condição de baixa altitude não são empregadas velocidades de voo de cruzeiro, que são as mais elevadas. Em virtude disto, em cada gráfico destaca-se uma possível combinação de altitude e velocidade para a condição de subida e voo de cruzeiro, conforme os dados da Tabela 5. Portanto, levando em consideração uma possível operação da aeronave, as marcações de círculos e quadrados representam a retirada de calor para quando se está em voo de cruzeiro e subida, respectivamente. Nestes casos, a condição de cruzeiro sempre resulta em maiores valores para Q_{out} do que a condição de subida. Especificamente para o regime puramente turbulento, retira-se até $2,96 \times 10^6$ W na condição de cruzeiro, enquanto que na subida chega-se em um pico de $2,57 \times 10^6$ W.

4.1.3 Transição de escoamento

Como visto anteriormente, os resultados para escoamento puramente turbulento e laminar-turbulento, este último com $Re_{cr} = 5 \times 10^5$, são quase idênticos, o que sugere uma rápida transição do laminar para o turbulento. A Figura 17 apresenta a posição de transição do escoamento laminar para o turbulento para as três altitudes avaliadas, normalizada pela corda da asa. Como se percebe, apenas para velocidades muito baixas o escoamento é laminar sobre toda asa. Portanto, de fato o escoamento rapidamente torna-se turbulento, sendo que em aproximadamente em 50 m/s o escoamento laminar está, no máximo, em 0,11c. Cada altitude apresenta uma curva diferente porque as propriedades do

ar, mais especificamente a densidade e a viscosidade, variam com a temperatura, que por sua vez depende da altitude.

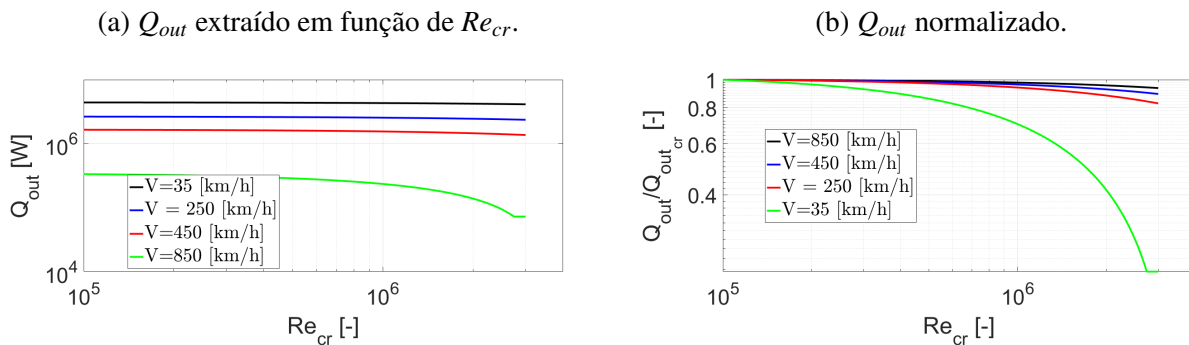
Figura 17 – Posição de transição de escoamento normalizado pela corda.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

Com o intuito de explorar ainda mais o impacto do regime de escoamento sobre a transferência de calor, a Figura 18 apresenta resultados para Q_{out} , considerando diferentes velocidades, e em função do Reynolds crítico Re_{cr} . Neste caso, assim como na Seção 4.1.2, o escoamento do combustível sob a superfície da asa ainda não foi considerado.

Figura 18 – Impacto do Reynolds crítico sobre o calor extraído.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

A Figura 18a demonstra que para baixos Re_{cr} , condição em que o escoamento facilmente torna-se turbulento, a capacidade de extrair calor é maior. Este comportamento pode ser melhor visualizado na Figura 18b, que fornece a razão entre o calor extraído para cada condição e o calor extraído para o Re_{cr} mínimo com a respectiva velocidade, aqui chamado de $Q_{out,cr}$. Como é possível observar, quanto menor for o M , mais expressiva é a influência do Re_{cr} .

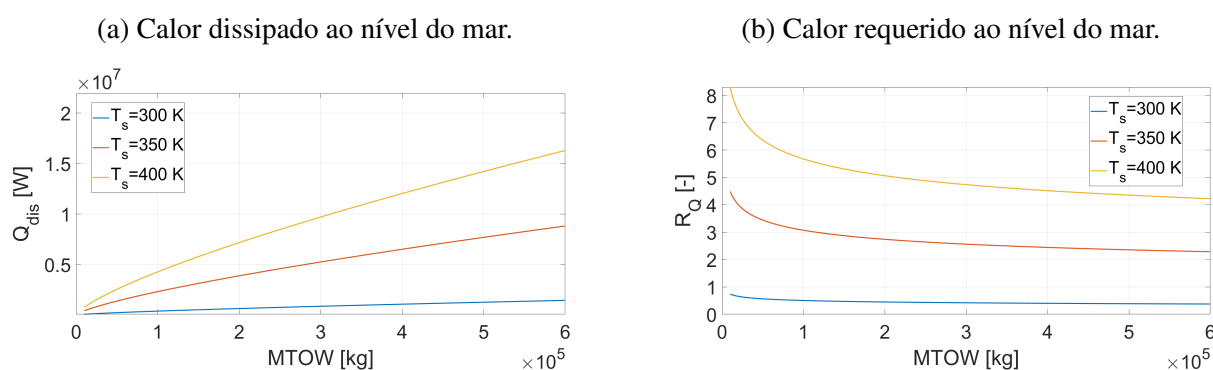
Retornando à Figura 18a, ao analisar a curva de $V = 35$ [km/h], o calor dissipado Q_{out} para $Re_{cr} = 1 \times 10^5$ é de $13,83 \times 10^5$ W, enquanto que para $Re_{cr} = 10^6$ esse Q_{out} cai para aproximadamente $4,29 \times 10^4$ W, ou seja, uma redução de aproximadamente 3 vezes na energia dissipada. Portanto, assim como visto na Seção 4.1.2, é vantajoso que o escoamento esteja em regime turbulento quando o objetivo é

dissipar o calor através da superfície da asa. Essa redução na energia dissipada, causada pelo Reynolds Crítico elevado, é válida para todas velocidades simuladas.

4.1.4 Capacidade da asa em dissipar o calor gerado

A Figura 19 apresenta resultados para a dissipação de calor sob diferentes temperaturas para a superfície da asa, considerando a condição de decolagem, ou seja, no nível do mar e velocidade de 250 km/h. Novamente observa-se que a capacidade de retirar calor aumenta significativamente com a temperatura da superfície, chegando até $1,6 \times 10^7$ W, assim como também percebe-se que elevados MTOW favorecem este cenário. A dependência positiva com MTOW pode ser explicada pelo fato de que a área da asa disponível para a troca de calor aumenta com o incremento de MTOW conforme observado na Figura 14b. Para esta condição de voo, a Figura 19b apresenta a razão R_Q entre a capacidade de retirar calor (Q_{out}) e a quantidade de calor gerado pelo sistema de propulsão da aeronave (Q_{req}). Valores maiores do que a unidade para o resultado da fração significam que a asa conseguiria dissipar o calor gerado pela aeronave. Portanto, neste caso, exceto sob a temperatura mais baixa, a asa teria capacidade suficiente de agir como um trocador de calor de superfície, extraindo o calor gerado pela aeronave para todos os MTOW envolvidos.

Figura 19 – Desempenho da asa para a condição de Decolagem.

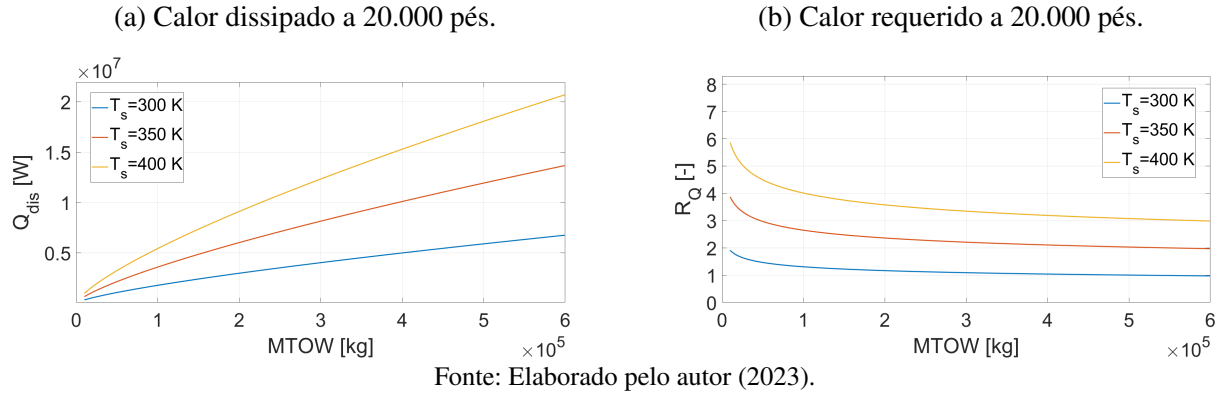


Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

A Figura 20 é válida para a condição de subida, ou seja, na altitude de 20.000 ft e velocidade de 450 km/h. Neste caso, a capacidade de retirar calor aumenta, chegando até aproximadamente $2,1 \times 10^7$ W, consequência da maior velocidade envolvida e da menor temperatura do ar atmosférico. Contudo, o potencial da asa suprir o resfriamento necessário para esta condição é mais limitado, conforme visto nos níveis de R_Q deste cenário. Interessante notar que para a temperatura mais baixa há um aumento do R_Q em relação ao caso anterior, inclusive com valores acima de 1. Estes comportamentos podem ser explicados pelo fato de que o calor extraído e o gerado crescem de maneira não linear com a velocidade e MTOW, mais especificamente nos parâmetros Nu , A_{asa} e F que fazem parte dos cálculos.

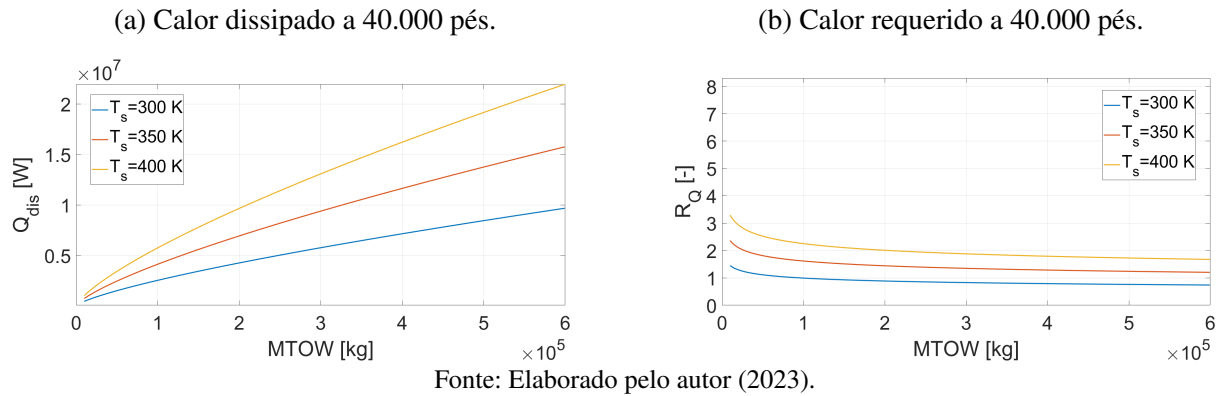
A condição de cruzeiro é apresentada na Figura 21. Nesta condição tem-se uma altitude 40.000 ft e 850 km/h e, como o esperado, é capaz de dissipar mais calor através da asa. Embora a velocidade do escoamento tenha aumentado significativamente e a temperatura do ar tenha caído, o máximo de calor que pode ser extraído pouco aumenta em relação ao cenário de subida, atingindo até $2,3 \times 10^7$

Figura 20 – Desempenho da asa para a condição de Subida.



W para a maior temperatura de superfície. Quando o parâmetro Q_R é observado, percebe-se que o voo de cruzeiro apresenta uma capacidade inferior de retirar calor frente à demanda para esta condição.

Figura 21 – Desempenho da asa para a condição de Cruzeiro.



Em todos os casos (Figura 19, Figura 20 e Figura 21) observa-se que o emprego da asa como uma espécie de trocador de calor de superfície é mais favorável para valores baixos de MTOW, ou seja, aeronaves menores. Esta mesma conclusão é observada no trabalho de Kellermann, Habermann e Hornung (2020). Embora a operação em altitude mais elevada produza um cenário de maior extração de calor, principalmente em virtude da velocidade envolvida, quando se leva em consideração a geração de calor da aeronave o cenário mais atrativo passa a ser aquele sob altitudes mais baixas, sempre com a temperatura da superfície mais elevada.

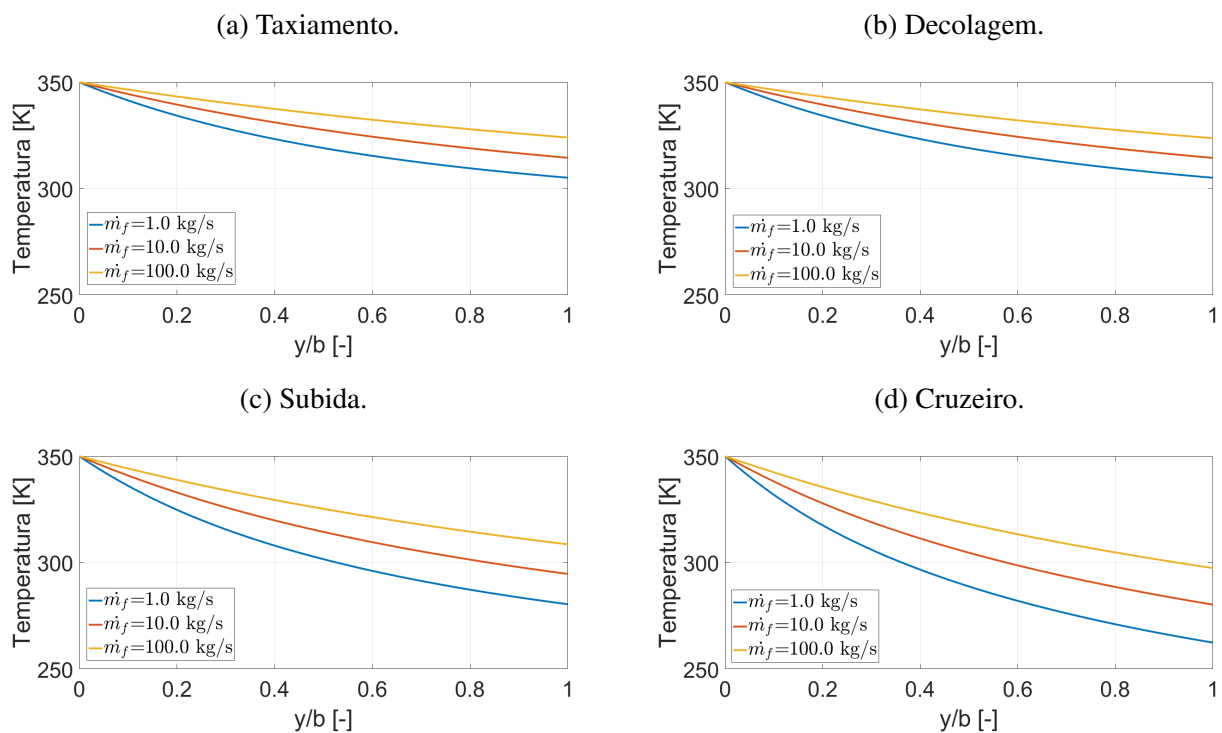
4.1.5 Integração do combustível

A integração do combustível, conforme descrito nas Seções 3.2.2 e 3.5.2, gerou resultados em que são possíveis analisar a quantidade de calor retirado da aeronave e a temperatura do combustível ao longo da envergadura da semi-asa. Os resultados a serem discutidos a seguir contemplam diferentes vazões mássicas de combustível, tipos de operação da aeronave, e consideram parâmetros da aeronave A320.

A Figura 22 ilustra a temperatura do combustível em cada posição (normalizada pela envergadura), para as operações descritas na Tabela 5. Como esperado, em todos os casos há redução na

temperatura do combustível conforme ele avança pela envergadura da asa, sendo este fenômeno mais expressivo nas Figuras 22c e 22d, pois elas correspondem a velocidades externas e altitudes mais elevadas, onde presenciam-se taxas de resfriamento maiores. Em todos os casos o combustível entra na asa com uma temperatura de 350 K, no entanto, somente na condição de Subida e de Cruzeiro é que se chegou em temperaturas abaixo de 300 K. Isso pode ser explicado por conta das velocidades externas mais altas e temperaturas do ambiente mais baixas para esses dois casos, o que aumenta o coeficiente de convecção forçada externa e a diferença entre a temperatura do ambiente e a temperatura do combustível. As Figuras 22a e 22b, apresentam os resultados obtidos para a condição de Taxiamento e Decolagem, respectivamente. Estes cenários são menos agressivos do ponto de vista da transferência de calor, o que explica temperaturas mínimas para o combustível acima de 300 K.

Figura 22 – Temperatura do combustível ao longo da envergadura para todas as operações.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

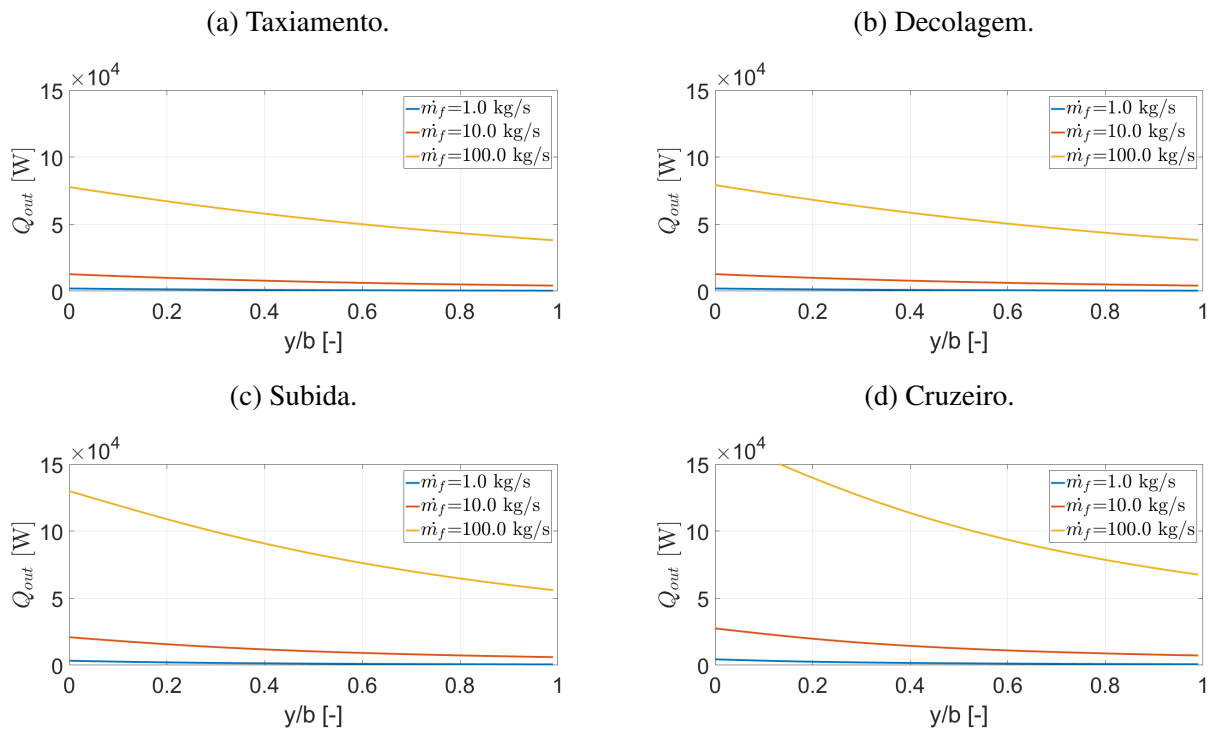
A vazão mássica de combustível ao longo da envergadura demonstra ter um papel significativo no resfriamento do combustível. Para todos os casos de operação analisados, o fluxo mássico de menor valor obteve o maior grau de resfriamento de combustível. Novamente, um resultado esperado, visto que para menores vazões aquela porção de massa de combustível tem mais tempo de troca de calor com o ambiente.

Uma segunda análise em cima dessas mesmas condições de operações foi realizada, com foco na taxa de dissipação de calor ao longo da envergadura, e está apresentada na Figura 23. Anteriormente a condição de Cruzeiro obteve a maior redução na temperatura do combustível, e é esta condição que apresenta a maior taxa de remoção de calor, seguida pela condição de Subida, Decolagem e Taxiamento, respectivamente. A Figura 23d mostra que, para uma vazão mássica $\dot{m}_f = 100.0$ kg/s, a energia dissipada Q_{out} no início da envergadura ultrapassou a casa de 10^5 W, chegando à um valor de pico próximo de $1,7 \times 10^5$ W. Em contrapartida, a Figura 23a, que apresenta os valores na condição

de Taxiamento, mostra que a energia dissipada para a mesma vazão o pico é de aproximadamente $7,0 \times 10^4$ W, portanto há uma diferença de 10.000 W dissipados entre as duas condições naquela região.

Quando observa-se a taxa de energia dissipada, as maiores vazões proporcionam os melhores resultados. A vazão de 100.0 kg/s apresenta os maiores níveis de resfriamento, seguida da vazão de 10.0 kg/s, e por último a vazão de 1.0 kg/s. Esta tendência vai ao encontro da Equação 2, onde mostra-se que a energia dissipada Q_{out} é diretamente proporcional à vazão mássica $\dot{m}_f$.

Figura 23 – Potência dissipada ao longo da envergadura.



Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

Em ambos resultados, Figura 22 e Figura 23, a variação da temperatura e de Q_{out} não são lineares. Isso pode ser explicado devido à redução da diferença de temperatura entre o ambiente e o combustível ao longo da envergadura, essa redução diminui a capacidade de trocar calor do sistema, gerando esse resultado não linear.

No âmbito de avaliar se este trocador de calor proposto é capaz de retirar o calor produzido por uma aeronave, outros resultados foram gerados e tratados com base nos parâmetros de um A320, e estão resumidos na Tabela 7. Esta tabela apresenta o calor total extraído pela asa ($Q_{out_{tot}}$), para cada operação da aeronave, e para cada vazão mássica de combustível, assim como a razão R_Q entre o calor dissipado e o requerido (Q_{req}) pela aeronave. A partir dessas informações é possível observar que o trocador mostra-se hábil em retirar o calor necessário da aeronave na maioria das configurações testadas. As condições de Decolagem, Subida e Cruzeiro para a vazão $\dot{m}_f = 1,0$ kg/s, e a condição de Cruzeiro com vazão $\dot{m}_f = 10,0$ kg/s, mostraram-se incapaz de suprir a demanda da aeronave. Em contrapartida, a Tabela 7 demonstra que o aumento da vazão para 100 kg/s permitiria uma dissipação de calor suficiente para todos os modos de operação da aeronave, chegando inclusive a 66,62 vezes mais calor do que o necessário durante o Taxiamento. Entretanto, é importante salientar que a perda

de carga e a respectiva bomba necessária para cada cenário não foram avaliadas, portanto os resultados discutidos neste capítulo referem-se unicamente ao comportamento térmico da proposta, sendo necessário outras análises para se ter uma visão mais completa da aplicabilidade desta tecnologia.

Tabela 7 – Desempenho do trocador de calor para o A320.

	$\dot{m}_f = 1,0 \text{ kg/s}$		$\dot{m}_f = 10,0 \text{ kg/s}$		$\dot{m}_f = 100,0 \text{ kg/s}$	
Operação	$Q_{out_{tot}}$ [W]	R_Q [-]	$Q_{out_{tot}}$ [W]	R_Q [-]	$Q_{out_{tot}}$ [W]	R_Q [-]
Taxiamento	$0,94 \times 10^5$	1,13	$7,49 \times 10^5$	9,01	$55,30 \times 10^5$	66,62
Decolagem	$0,94 \times 10^5$	0,16	$7,50 \times 10^5$	1,27	$55,98 \times 10^5$	9,44
Subida	$1,42 \times 10^5$	0,16	$11,46 \times 10^5$	1,07	$86,87 \times 10^5$	8,12
Cruzeiro	$1,76 \times 10^5$	0,13	$14,24 \times 10^5$	0,70	$109,11 \times 10^5$	5,41

Fonte: Elaborado pelo autor (2023).

5 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi estudada a viabilidade de um trocador de calor de superfície para aeronaves, por meio de uma modelagem numérica capaz de avaliar o impacto de diferentes parâmetros, considerando a integração de um duto de combustível sob a superfície da asa.

Com foco em aeronaves comerciais civis, os tipos de operação relacionados com a altitude e velocidade, assim como parâmetros geométricos, de carga térmica e de peso foram elencados e introduzidos na modelagem matemática do trocador de calor. Por meio dessas simulações, permitiu-se estimar o calor gerado a bordo e o dissipado pela asas da aeronave.

As análises realizadas ao longo do estudo demonstraram que a integração de um duto de combustível responsável por transportar o calor de outros sistemas da aeronave, sob a superfície da asa, com objetivo de trocar calor com o ambiente externo por convecção é plausível. Apesar do modelo adotar hipóteses simplificadoras a respeito do escoamento e geometria envolvida, como por exemplo asa sem afilamento, sem enflechamento, dias sem variações térmicas, regime permanente e unidimensional, os resultados permitem explorar diferentes cenários que podem ser úteis para o projeto preliminar de uma aeronave.

Por meio dos resultados obtidos observa-se que o desempenho do trocador melhora quando aumenta-se a velocidade e altitude da aeronave, pois valores elevados de calor são extraídos nessa condição. Contudo, considerando os modelos adotados, a geração de calor pela aeronave também cresce significativamente com a velocidade, resultando numa margem entre a relação de dissipação e geração de calor que é mais confortável para baixas velocidades.

A magnitude da vazão de combustível sob a asa é um fator importante, e os resultados indicam que cenários mais atrativos são obtidos quando elevadas vazões são aplicadas, como é o caso da condição de taxiamento para vazão mássica de combustível de 100 kg/s, em que o trocador proposto dissipa cerca de 66 vezes mais calor do que o necessário.

Empregando características da aeronave A320, a modelagem desenvolvida neste estudo sugere que o modelo de trocador de calor de superfície integrado com o combustível é uma técnica promissora, desde que certas características de altitude e vazão de combustível sejam atendidas.

5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Com o intuito de aprimorar este estudo, propõe-se as seguintes sugestões para trabalhos futuros:

- Realizar uma análise numérica da geometria deste trabalho por meio da mecânica dos fluidos computacional (CFD), com a intenção de introduzir aspectos tridimensionais do escoamento que foram simplificados aqui;
- Analisar o desempenho do trocador em aeronaves de pequeno porte que utilizam diferentes combustíveis, como o AVGÁS;
- Modelar a troca de calor entre as fontes quentes da aeronave e o ramal do combustível;

- Validar os resultados numéricos com dados experimentais;
- Investigar geometrias e estruturas mais próximas de aeronaves comerciais.

REFERÊNCIAS

- AGENCY, E. A. S. **EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET No. EASA.A.064**. 12. ed. [S.l.], 2013.
- AHLERS, M. F. Aircraft thermal management. **Encyclopedia of Aerospace Engineering**, Wiley Online Library, 2010.
- AMARAL, C.; SOUZA, M.; CATALAN, T. Um estudo do método de newton-raphson. **Revista eletrônica matemática e estatística em foco**, 2015.
- ATMOSPHERE, S. International organization for standardization. **ISO**, v. 2533, p. 1975, 1975.
- BINNS, C. **Aircraft Systems: Instruments, Communications, Navigation, and Control**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2018.
- BOSSCHE, D. V. D. The a380 flight control electrohydrostatic actuators, achievements and lessons learnt. In: INTERNATIONAL COUNCIL OF AERONAUTICAL SCIENCES (ICAS) HAMBURG, GERMANY. **25th international congress of the aeronautical sciences**. [S.l.], 2006. v. 1.
- BRUNO, T. J. Thermodynamic, transport and chemical properties of "reference"jp-8. In: . [S.l.: s.n.], 2008.
- CAI, S. Q.; BHUNIA, A.; ASFIA, J. F. A passive and remote heat transfer solution for avionics thermal management. **Journal of Thermal Science and Engineering Applications**, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, v. 9, n. 2, 2017.
- CANADA, A. **Airbus A320-200 (320)**. 2019. Acessado em 03 de maio de 2023. Disponível em: <<http://www.aircanada.com.br/aircanada/default.aspx?pageid=58>>.
- CENGEL, R. A. **Introduction to thermodynamics and heat transfer**. [S.l.]: McGraw-Hill, 2008.
- Federal Aviation Administration. **Airbus A330-243, Air Transat Flight TSC236, C-GITS**. 2022. <https://www.faa.gov/lessons_learned/transport_airplane/accidents/C-GITS>. Acessado em: 24 de Março de 2023.
- FORTIN, T. J.; BRUNO, T. J. Heat capacity measurements of conventional aviation fuels. **Fuel Processing Technology**, v. 235, p. 107341, 2022. ISSN 0378-3820. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0378382022001813>>.
- GRAY, C.; SHAYESON, M. **Aircraft fuel heat sink utilization. Final technical report 14 Apr 1972–14 Apr 1973**. [S.l.], 1973.
- GROUP, L. **Airbus A320**. 2023. Acessado em 01 de JUNHO de 2023. Disponível em: <<https://www.lufthansagroup.com/en/company/fleet/brussels-airlines/airbus-a320.html>>.
- 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.
- HINDERLITER, K. E. **Aircraft Thermal Management System**. [S.l.]: Google Patents, 2017. US Patent App. 15/011,933.

- HUNT, I. A. et al. Surface cooling causes accelerated degradation compared to tab cooling for lithium-ion pouch cells. **Journal of The Electrochemical Society**, IOP Publishing, v. 163, n. 9, p. A1846, 2016.
- JANSEN, R. et al. Overview of nasa electrified aircraft propulsion (eap) research for large subsonic transports. In: **53rd AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 4701.
- KALLATH, H. et al. Computational study on the aerodynamics of a surface-heated wing for thermal management. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 58, n. 10, p. 4339–4356, 2020.
- KELLERMANN, H. et al. Assessment of fuel as alternative heat sink for future aircraft. **Applied Thermal Engineering**, Elsevier, v. 170, p. 114985, 2020.
- KELLERMANN, H.; HABERMANN, A. L.; HORNING, M. Assessment of aircraft surface heat exchanger potential. **Aerospace**, v. 7, n. 1, 2020. ISSN 2226-4310. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2226-4310/7/1/1>>.
- LATAM. **Uma velocidade para cada momento do voo**. 2023. Acessado em 02 de maio de 2023. Disponível em: <<https://www.latamairlines.com/br/pt/vamos/vamos-voar/aviacao/velocidade-voo>>.
- LAWSON, C. P.; POINTON, J. M. Thermal management of electromechanical actuation on an all-electric aircraft. In: **26th ICAS Congress, Anchorage, Alaska**. [S.l.: s.n.], 2008. p. 14–19.
- LV, Y.-G. et al. Thermal management technologies used for high heat flux automobiles and aircraft: A review. **Energies**, v. 15, n. 21, 2022. ISSN 1996-1073. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1996-1073/15/21/8316>>.
- MCCLUSKEY, P. et al. Thermal management challenges in turbo-electric and hybrid electric propulsion. In: **2018 International Energy Conversion Engineering Conference**. [S.l.: s.n.], 2018. p. 4695.
- MERTENS, R. G. et al. Spray cooling of igt devices. 2007.
- MOCHIZUKI, M. Latest development and application of heat pipes for electronics and automotive. In: IEEE. **2017 IEEE CPMT Symposium Japan (ICSJ)**. [S.l.], 2017. p. 87–90.
- Modern Airlines. **Airbus A320 Specs – What is behind one of the most popular short-haul airliners**. 2023. <<https://modernairliners.com/airbus-a320-introduction/airbus-a320-specs/>>. Acessado em: 06 de Março de 2023.
- NADDA, R.; KUMAR, A.; MAITHANI, R. Efficiency improvement of solar photovoltaic/solar air collectors by using impingement jets: A review. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, Elsevier, v. 93, p. 331–353, 2018.
- PAL, D.; SEVERSON, M. Liquid cooled system for aircraft power electronics cooling. In: IEEE. **2017 16th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm)**. [S.l.], 2017. p. 800–805.
- ROLAND, J.; RUMPFKEIL, M. P. Wing fuel-tank heat-sink calculation for conceptual aircraft design. **Journal of Aircraft**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 54, n. 3, p. 1172–1188, 2017.
- ROSE, J. et al. Moving towards a more electric aircraft. **IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine**, v. 22, n. 3, p. 3–9, 2007.

SADRAEY, M. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. CRC Press, 2017. ISBN 9781523117949. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=OaelwgEACAAJ>>.

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.

SPECIFICATION, M. **Global climatic data for developing military products**. [S.l.]: Department of Defense, United States, 1997.

WANG, T.; BRITCHER, C.; MARTIN, P. Surface heat exchangers for aircraft applications-a technical review and historical survey. In: **37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 1999. p. 119.

XU, L. et al. Evolution of rolls-royce air-cooled turbine blades and feature analysis. **Procedia Engineering**, Elsevier, v. 99, p. 1482–1491, 2015.

ZHAO, Y. et al. How to cool lithium ion batteries: optimising cell design using a thermally coupled model. **Journal of The Electrochemical Society**, IOP Publishing, v. 166, n. 13, p. A2849, 2019.