

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

DAVI SIQUEIRA DE ALBUQUERQUE

ESTUDO DO SISTEMA DE CONDICIONAMENTO DE AR UTILIZADO EM  
AERONAVES DURANTE VOOS DE CRUZEIRO

Joinville

2022

DAVI SIQUEIRA DE ALBUQUERQUE

ESTUDO DO SISTEMA DE CONDICIONAMENTO DE AR UTILIZADO EM  
AERONAVES DURANTE VOOS DE CRUZEIRO

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Prof. Diogo Lôndero da Silva,  
Dr.Eng.

Joinville

2022

DAVI SIQUEIRA DE ALBUQUERQUE

ESTUDO DO SISTEMA DE CONDICIONAMENTO DE AR UTILIZADO EM  
AERONAVES DURANTE VOOS DE CRUZEIRO

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 17 de março de 2022.

**Banca Examinadora:**

---

Prof. Diogo Lôndero da Silva, Dr.Eng.  
Orientador/Presidente

---

Prof. Marcos Alves Rabelo, Dr.Eng.  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Dra. Talita Sauter Possamai, Dr<sup>a</sup>.Eng<sup>a</sup>.  
Membra  
Universidade Federal de Santa Catarina

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente à Deus, pelo dom da vida e por me permitir amar.

A minha família, por todo o suporte, confiança e apoio dado ao longo da minha vida que me moldaram a ser quem sou hoje.

A minha namorada, por persistir nas minhas capacidades e sempre acreditar em mim.

Aos meus amigos e colegas da UFSC, por terem me proporcionado momentos de leveza e descontração em meio aos desafios da vida universitária.

Ao meu orientador Diogo Lôndero da Silva, por toda sua disponibilidade e conhecimento transmitido ao longo deste trabalho.

Agradeço a todos os professores que tive ao longo da vida.

E por fim, a todos aqueles que direta ou indiretamente, ajudaram a tornar-me uma pessoa melhor.

## RESUMO

O sistema de climatização de ambiente (ECS) desempenha um papel essencial para a viabilização de voos em cruzeiro e para o conforto térmico dos passageiros. Com o intuito de compreender melhor esse sistema, este trabalho tem como objetivo desenvolver um modelo computacional de um sistema de condicionamento de ar aeronáutico do tipo ciclo a ar simples, que permita identificar como tal sistema reage a diferentes condições operacionais, como por exemplo a temperatura e a pressão atmosférica. O modelo matemático do sistema de condicionamento de ar foi desenvolvido com base nos princípios termodinâmicos e de transferência de calor. Adicionalmente, desenvolveu-se um modelo matemático para estimar a carga térmica na aeronave. Devido à dificuldade em encontrar dados de desempenho e informações experimentais, o modelo foi parcialmente validado com os resultados de trabalhos similares disponíveis na literatura, apresentando uma diferença na temperatura na ordem de 1,8 °C e pressão de 2229 Pa. Após essa etapa de validação, o modelo foi utilizado para analisar a influência dos parâmetros físicos no sistema de condicionamento de ar e encontrar a melhor situação de voo em que esse sistema opere. Com base nos resultados, observou-se que a climatização da aeronave está fortemente relacionada com a vazão de ar redirecionada do motor turbofan e às variações de pressão que ocorrem ao longo dos diferentes componentes do sistema. Adicionalmente, observou-se que a abertura da válvula controladora pode ser empregada de forma efetiva para compensar variações na vazão mássica de ar de sangria de forma a não alterar a temperatura do ar desejada no interior da aeronave.

**Palavras-chave:** Condicionamento de ar aeronáutico. Modelagem matemática. Ciclo a ar simples.

## ABSTRACT

The environmental control system (ECS) plays an essential role in enabling cruise flights and providing thermal comfort for passengers. In order to better understand this system, this work aims to develop a computational model of a simple air cycle aeronautical air conditioning system, which allows identifying how such a system reacts to different operating conditions, such as temperature and atmospheric pressure. The mathematical model of the air conditioning system was developed based on thermodynamic and heat transfer principles. Additionally, a mathematical model was developed to estimate the thermal load on the aircraft. Due to the difficulty in finding performance data and experimental information, the model was partially validated with the results of similar works available in the literature, showing a difference in temperature in the order of 1.8 °C and pressure of 2229 Pa. After this validation step, the model was used to analyze the influence of physical parameters on the air conditioning system and find the best flight situation in which this system operates. Based on the results, it was observed that the air conditioning of the aircraft is strongly related to the air flow redirected from the turbofan engine and to the pressure variations that occur along the different components of the system. Additionally, it was observed that the opening of the control valve can be used effectively to compensate variations in the mass flow of bleed air so as not to change the desired air temperature inside the aircraft.

**Keywords:** Aeronautical air conditioning. Mathematical modeling. Simple air cycle.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação esquemática do motor turbofan GP7000 .....	18
Figura 2 – Representação esquemática dos diversos usos do ar sangrado .....	19
Figura 3 – Representação esquemática de como funciona o sistema de sangria.....	20
Figura 4 – Representação esquemática do ciclo simples.....	21
Figura 5 – Representação esquemática do ciclo a ar bootstrap.....	22
Figura 6 – Representação esquemática do sistema de ventilação de uma aeronave .....	23
Figura 7 – Representação do motor turbofan e do sistema de condicionamento de ar.....	26
Figura 8 – Representação esquemática dos processos termodinâmicos.....	27
Figura 9 – Representação esquemática do motor turbofan.....	28
Figura 10 – Representação esquemática do sistema de ar-condicionado.....	31
Figura 11 – Representação esquemática da casca cilíndrica.....	34
Figura 12 – Casca cilíndrica com as resistências térmicas.....	35
Figura 13 – Fluxograma do modelo matemático.....	40
Figura 14 – Perfil voo.....	41
Figura 15 – Comportamento dos parâmetros ao longo das etapas de voo.....	42
Figura 16 – Temperatura da cabine de acordo com a fase do voo.....	43
Figura 17 – Principais dimensões da cabine da aeronave analisada.....	45
Figura 18 – Coeficiente do ar entre placas.....	46
Figura 19 – Variação da temperatura atmosférica com a altitude.....	46
Figura 20 – Pressão atmosférica por altitude.....	47
Figura 21 – Influência da vazão mássica do ar de sangria na temperatura da cabine.....	49
Figura 22 – Influência da vazão mássica do ar de impacto na temperatura da cabine.....	50
Figura 23 – Influência do fator de bypass na temperatura da cabine.....	51
Figura 24 – Influência da efetividade na temperatura da cabine.....	52
Figura 25 – Influência da pressão atmosférica na temperatura da cabine.....	53
Figura 26 – Influência da temperatura atmosférica na temperatura da cabine.....	54
Figura 27 – Influência da carga térmica na temperatura da cabine.....	55
Figura 28 – Influência do número de Mach na temperatura da cabine.....	56
Figura 29 – Intervalo da vazão mássica do ar de sangria x fator de bypass.....	58
Figura 30 – Relação entre temperatura de insuflamento, fator de bypass e vazão mássica do ar de sangria.....	60

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades de estagnação de acordo com o número de Mach para um gás ideal...	29
Tabela 2 – Dados de entrada para validação do modelo.....	42
Tabela 3 – Resultado comparativo entre Gallo (2011) e modelo matemático proposto.....	43
Tabela 4 – Parâmetros utilizados para cálculo da carga térmica.....	48
Tabela 5 – Condições de projeto.....	57
Tabela 6 – Intervalo de vazão mássica de ar de sangria que atende a faixa de temperatura....	57
Tabela 7 – Opções de simulações que atendem os requisitos da cabine.....	60

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

APU – Auxiliary Power Unit

BPR – Bypass Ratio

ECS – Environmental Control System

EES – Engineering Equation Solver

GSE – Ground Support Equipment

HEPA – High-Efficiency Particulate Air

ICAO – International Civil Aviation Organization

ISO – International Organization for Standardization

MV – Mixing Ventilation

## LISTA DE SÍMBOLOS

- $M_0$  – Mach de voo
- $M_a$  – Número de Mach
- $k$  – Coeficiente de expansão adiabática
- $P_a$  – Pressão atmosférica [Pa]
- $T_a$  – Temperatura atmosférica [K]
- $T_{ins}$  – Temperatura de insuflamento [K]
- $h_a$  – Entalpia do ar atmosférico [J/kg]
- $h_s$  – Entalpia do ar de sangria [J/kg]
- $c_{p_s}$  – Calor específico do ar de sangria [J/(kg.K)]
- $c_{p_a}$  – Calor específico do ar de impacto [J/(kg.K)]
- $P_{01}$  – Pressão de estagnação [Pa]
- $T_{01}$  – Temperatura de estagnação [K]
- $P_{02}$  – Pressão de estagnação após difusor [Pa]
- $T_{02}$  – Temperatura de estagnação após difusor [K]
- $P_{03}$  – Pressão de estagnação após *fan* [Pa]
- $T_{03}$  – Temperatura de estagnação após *fan* [K]
- $\dot{m}_c$  – Fluxo mássico de ar frio [kg/s]
- $\dot{m}_h$  – Fluxo mássico de ar quente [kg/s]
- $P_{04}$  – Pressão de estagnação entrada compressor [Pa]
- $T_{04}$  – Temperatura de estagnação entrada compressor [K]
- $P_{05}$  – Pressão de estagnação após compressor [Pa]
- $T_{05}$  – Temperatura de estagnação após compressor [K]
- $m_a$  – Vazão mássica do ar de impacto [kg/s]
- $m_b$  – Vazão mássica do ar de sangria [kg/s]
- $m_{b_1}$  – Vazão mássica de ar desviada para o trocador de calor [kg/s]
- $m_{b_2}$  – Vazão mássica de ar desviada pela válvula controladora [kg/s]
- $eff$  – Efetividade
- $T_{01}'$  – Temperatura de saída do ar de impacto [K]
- $C_{min}$  – Capacidade calorífica mínima [W/K]
- $\dot{Q}_{tc}$  – Taxa de transferência de calor do trocador de calor [W]

$T_6$  – Temperatura do ar na saída do trocador de calor [K]  
 $P_6$  – Pressão do ar na saída do trocador de calor [Pa]  
 $S_6$  – Entropia do ar na saída do trocador de calor [J/K]  
 $T_{tb_{out}}$  – Temperatura do ar na saída da turbina [K]  
 $h_{tb_{out}}$  – Entalpia do ar na saída da turbina [J/kg]  
 $P_{cab}$  – Pressão da cabine [Pa]  
 $f_{BP}$  – Fator de Bypass  
 $T_{vv_{out}}$  – Temperatura do ar na saída da válvula controladora [K]  
 $h_{cab_{in}}$  – Entalpia do ar insuflado na cabine [J/kg]  
 $h_{cab_{out}}$  – Entalpia do ar na cabine [J/kg]  
 $T_{cab_{out}}$  – Temperatura do ar na cabine [K]  
 $h_{tb_{out}}$  – Entalpia do ar na saída da turbina [J/kg]  
 $R_{total}$  – Resistência total [K/W]  
 $R_{conv,1}$  – Resistência convectiva do ar da cabine/casca plástica [K/W]  
 $R_{cond,1}$  – Resistência condutiva da casca plástica [K/W]  
 $R_{conv,2}$  – Resistência convectiva do ar entre placas/casca plástica [K/W]  
 $R_{conv,3}$  – Resistência convectiva do ar entre placas/casca metálica [K/W]  
 $R_{cond,2}$  – Resistência condutiva da casca metálica [K/W]  
 $R_{conv,4}$  – Resistência convectiva do ar entre casca metálica /ar atmosférico [K/W]  
 $T_{\infty_c}$  – Temperatura no interior da cabine [K]  
 $T_{\infty_a}$  – Temperatura atmosférica [K]  
 $\dot{Q}$  – Carga térmica [W]  
 $\dot{Q}_{cond}$  – Taxa de transferência de calor por condução [W]  
 $R_{cond}$  – Resistência térmica condutiva [K/W]  
 $R_{conv}$  – Resistência térmica convectiva [K/W]  
 $L$  – Comprimento do cilindro [m]  
 $k_t$  – Condutividade térmica do material [W/(m.K)]  
 $T_1$  – Temperatura interna da casca [K]  
 $T_2$  – Temperatura externa casca [K]  
 $r_1$  – Raio interno casca plástica [m]  
 $r_2$  – Raio externo casca plástica [m]

$r_3$  – Raio interno da casca metálica [m]

$r_4$  – Raio externo da casca metálica [m]

$k_p$  – Condutividade térmica da casca plástica [W/(m.K)]

$k_m$  – Condutividade térmica da casca metálica [W/(m.K)]

$\dot{Q}_{conv}$  – Taxa de transferência de calor por convecção [J/s]

$h$  – Coeficiente de transferência de calor convectivo [W/(m<sup>2</sup>K)]

$A$  – Área perpendicular ao fluxo de calor na interface [m<sup>2</sup>]

$T_s$  – Temperatura da superfície [K]

$T_\infty$  – Temperatura ambiente do fluido que o envolve [K]

## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	<b>14</b>
1.1. OBJETIVOS .....	17
<b>1.1.1. Objetivo Geral</b> .....	<b>17</b>
<b>1.1.2. Objetivos Específicos</b> .....	<b>17</b>
<b>2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....	<b>18</b>
2.1. MOTOR TURBOFAN .....	18
2.2. SISTEMA DE SANGRIA (BLEED SYSTEM) .....	20
2.3. SISTEMA DE AR-CONDICIONADO .....	22
<b>2.3.1. Ciclo a Ar Simples</b> .....	<b>22</b>
<b>2.3.2. Ciclo a Ar Bootstrap</b> .....	<b>23</b>
2.4. SISTEMA DE VENTILAÇÃO .....	24
<b>3. METODOLOGIA</b> .....	<b>26</b>
3.1. MODELO MATEMÁTICO DO SISTEMA DE CLIMATIZAÇÃO .....	26
<b>3.1.1. Simplificações do modelo matemático</b> .....	<b>26</b>
<b>3.1.2. Modelagem dos componentes do sistema de climatização</b> .....	<b>27</b>
<b>3.1.3. Carga Térmica da Cabine</b> .....	<b>35</b>
3.2. IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO .....	39
3.3. VALIDAÇÃO DO MODELO .....	42
<b>4. RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	<b>45</b>
4.1. CARGA TÉRMICA .....	45
4.2. ANÁLISE DO EFEITO DE PARÂMETROS .....	49
<b>4.2.1. Vazão mássica do ar de sangria</b> .....	<b>49</b>
<b>4.2.2. Vazão mássica do ar de impacto</b> .....	<b>50</b>
<b>4.2.3. Fator de Bypass</b> .....	<b>51</b>
<b>4.2.4. Efetividade do trocador de calor</b> .....	<b>52</b>
<b>4.2.5. Pressão atmosférica</b> .....	<b>53</b>
<b>4.2.6. Temperatura atmosférica</b> .....	<b>55</b>
<b>4.2.7. Carga térmica</b> .....	<b>56</b>
<b>4.2.8. Número de Mach</b> .....	<b>57</b>

4.3. CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO E REQUISITOS DE PROJETO .....	58
<b>5. CONCLUSÕES.....</b>	<b>63</b>
5.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	64
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>65</b>

## 1. INTRODUÇÃO

Nos últimos anos, a busca pelo conforto térmico aumentou devido aos benefícios associados a ele. De acordo com Yu et al. (2009), em média, as pessoas passam cerca de 80 a 90% do seu tempo em ambientes fechados, sendo que a qualidade do ar desses locais tem importante papel na saúde humana e na eficiência do trabalho, uma vez que em ambientes onde há desconforto térmico, com temperaturas elevadas ou baixas, o nível de concentração de uma pessoa pode diminuir consideravelmente, além de gerar mudanças de humor e alterações fisiológicas severas. Adicionalmente, observa-se o oposto em ambientes com conforto térmico, onde as pessoas apresentam melhor desempenho intelectual e disposição.

Nesse contexto, vale ressaltar que a sensação de conforto é subjetiva e pode variar de pessoa para pessoa, portanto, o ideal é procurar condições que propiciem o bem-estar ao maior número de pessoas possível (RUAS, 1996). Além disso, é importante destacar que o conforto térmico (condição que expressa a satisfação com o ambiente térmico de acordo com a ISO 7730) não está associado a um parâmetro específico, como temperatura, mas depende de fatores mensuráveis, como umidade, temperatura, velocidade e pressão do ar, bem como fatores não-mensuráveis, como hábitos, fatores psicológicos, entre outros (SILVA, 2006).

Ademais, a sensação de conforto também depende do nível de atividade metabólica e da roupa utilizada. Por exemplo, uma pessoa que pratica uma atividade física intensa tende a se sentir confortável em ambientes com temperaturas mais baixas do que alguém que está em repouso, da mesma forma que pessoas com roupas casuais tendem se sentir mais à vontade no calor do verão que pessoas com roupas formais (CELLINE, 2020). No entanto, mesmo quando as condições do ambiente externo não podem ser utilizadas para propiciar um ambiente interno agradável, é possível atingir o conforto térmico utilizando sistemas de condicionamento de ar. Dentre as diversas aplicações do condicionamento de ar como em edificações, automóveis e meios de transporte em geral, destacam-se as aplicações destinadas às aeronaves comerciais.

De acordo com Dunn (2016), as redes de tráfego aéreo são um meio rápido de transportar pessoas e bens físicos, além de ser um dos principais contribuintes para a globalização da economia mundial. O barateamento dos meios de transporte, a segurança, o conforto e a rapidez do deslocamento proporcionados pela aviação comercial, fizeram com que o número de pessoas interessadas por esse meio de transporte crescesse nos últimos anos. De acordo com dados da International Civil Aviation Organization (ICAO), o número de

passageiros no ano 2000 era de 1,674 bilhão, alcançando 2,628 bilhões em 2010 e 4,242 bilhões em 2018. Há ainda a previsão que esse número chegue a 10 bilhões em 2040 (THE WORLD BANK, 2021).

No entanto, com a pandemia do COVID-19, a aviação comercial sofreu um forte impacto, tendo em vista as restrições de fronteiras impostas pelos países e o medo de contaminação pelos passageiros. De acordo com a WingX (2021), empresa especializada em inteligência do setor aeronáutico, a aviação comercial se apresenta fragilizada e com níveis 38% abaixo em relação a pré-pandemia. Por outro lado, a aviação executiva apresentou um forte crescimento de cerca de 47% em relação ao primeiro ano da pandemia e 7% maior do que níveis pré-pandemia, batendo o recorde de decolagens no ano de 2021.

Mesmo com o impacto da pandemia a expectativa de crescimento fornecida pela ICAO permanece. Com essa tendência de crescimento, o desenvolvimento em aeronaves tem sido feito, não só em relação à segurança e eficiência desse meio de transporte, mas também pela preocupação em tornar o ambiente das cabines cada vez mais agradáveis e confortáveis para os passageiros. Sob esse viés, pode-se afirmar que o sistema de climatização de ambiente (Environmental Control System – ECS) é o principal responsável por fornecer o conforto térmico aos passageiros, tanto em solo quanto em situações de voo.

Esse sistema é complexo, por haver diversos componentes de forma integrada, e dinâmico, uma vez que deve prover as condições adequadas de temperatura, pressão e umidade, mesmo com o ambiente externo mudando significativamente nas diversas etapas do voo, isto é, o período em que a aeronave está taxiando para decolagem, a decolagem, o cruzeiro, as fases de descida do voo, o pouso, o taxiamento e desembarque final dos passageiros. Sendo desafio e objetivo dos projetistas desenvolver um sistema que supra todas as necessidades de conforto térmico nas diversas etapas de voo (WRIGHT, 2018).

Tal desafio se refere, principalmente, à complexidade do sistema de condicionamento de ar de uma aeronave devido às condições adversas de pressão e temperatura em que o ar, no entorno, se encontra, o que torna necessário níveis significativos de pressurização e aquecimento para colocar o ar em condições de conforto para os passageiros. De acordo com Santiago (2009), a partir de uma altitude de 12.000 pés (3.658 m) em relação ao nível do mar, começa a haver o surgimento da hipóxia, condição patológica em que não ocorre o suprimento adequado de oxigênio necessário para as condições vitais do corpo, principalmente devido à queda de cerca de 36% da pressão atmosférica, que por consequência, pela Lei de Dalton, implica também na queda da pressão parcial do oxigênio.

Nesse cenário, em condições de cruzeiro, acerca de 40.000 pés (12.192 m) a queda da pressão atmosférica ainda é maior, chegando a ser 80% menor do valor ao nível do mar, tornando impossível a respiração, sendo indispensável que aeronaves ofereçam sistemas de suprimento de oxigênio em caso de emergências e descompressão da cabine. Além disso, em voo de cruzeiro a umidade do ar fica próxima de zero e a temperatura fica extremamente baixa, em torno de  $-55^{\circ}\text{C}$ , o que ocasionaria hipotermia nos seres humanos (GALLO, 2011).

No entanto, apesar do conforto da tripulação sofrer grande impacto das condições ambientais, de modo que se torna indispensável um sistema de condicionamento de ar para possibilitar o voo em altas altitudes, onde há economia de combustível, menor tráfego aéreo e condições meteorológicas que proporcionam voos menos turbulentos. As condições na cabine também dependem das condições de operações da aeronave, uma vez que variações do motor utilizado, da altitude de voo, do número de passageiros a bordo e da configuração dos assentos, podem afetar a carga e dissipação de calor na cabine (ROMANI, 2012).

Nesse contexto, o sistema de climatização de ambiente desempenha um papel vital na operação da aeronave, podendo a degradação do desempenho do mesmo resultar em falha ou em consequências catastróficas (CHENG et al, 2020). Segundo Wright (2018), o controle eficaz da pressão e da temperatura no interior da cabine é realizado aproveitando a pressurização e o calor fornecido pela unidade propulsora dos aviões, o que dispensa a utilização de equipamentos adicionais.

No entanto, o ar pressurizado e aquecido fornecido pelo motor turbofan apresenta elevadas pressões e temperaturas, o que torna necessário a presença de um sistema intermediário capaz de modificar o estado de alta pressão e temperatura do ar em condições adequadas para os ocupantes da aeronave. Além disso, este sistema intermediário não deve comprometer nenhum outro sistema da aeronave e nem o sistema de ar-condicionado em si, o qual é responsável por enviar o ar refrigerado para o interior da cabine.

## 1.1. OBJETIVOS

### 1.1.1. Objetivo Geral

Considerando a importância do sistema de climatização de ambiente, o objetivo geral da pesquisa é analisar o funcionamento do ECS de uma aeronave executiva em situações de voo de cruzeiro e a influência da pressão e da temperatura no conforto térmico do interior da cabine por meio de um modelo computacional de um sistema de condicionamento de ar aeronáutico ciclo simples. Para atender esse objetivo geral são propostos os seguintes objetivos específicos.

### 1.1.2. Objetivos Específicos

- Desenvolver um modelo matemático capaz de representar a operação termodinâmica do sistema de climatização de ambiente da aeronave;
- Desenvolver um modelo matemático para estimar a carga térmica da aeronave;
- Implementar os modelos matemáticos no programa computacional EES<sup>1</sup>;
- Analisar o efeito de diferentes parâmetros sobre o ciclo termodinâmico envolvido no processo;
- Identificar as condições operacionais do sistema de climatização necessárias para atender os requisitos de pressão e temperatura no interior da aeronave.

---

<sup>1</sup> EES: Engineering Equation Solver

## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O sistema de climatização de ambiente de uma aeronave engloba sistemas e componentes que a princípio não parecem fazer parte do sistema de condicionamento de ar, como a turbina do avião. Diferentemente dos aparelhos de condicionamento de ar domiciliares que se encontram em casas, shoppings, restaurantes, o sistema de condicionamento de ar de uma aeronave é bem mais complexo e um dos motivos de sua complexidade está relacionado com às condições adversas de pressão e temperatura em que o ar do entorno se encontra (MATTINGLY, 2002).

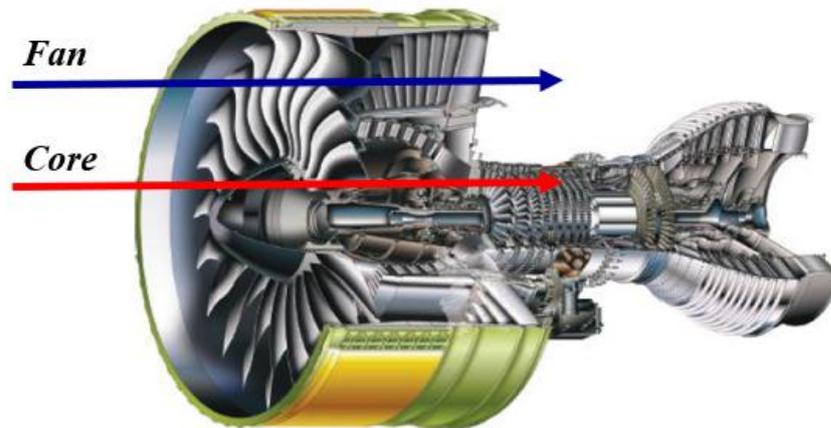
De acordo com Wright (2018), em um voo em cruzeiro, a cerca de 11.000 m de altitude a nível do mar, a temperatura do ar fica constante em torno de  $-57^{\circ}\text{C}$ , o que torna necessário níveis significativos de aquecimento para colocar o ar em condições de conforto aos passageiros. De modo a aproveitar as elevadas temperaturas atingidas pelo ar durante os estágios de compressão do motor turbofan, observa-se que o sistema de climatização da aeronave se inicia pelo próprio motor turbofan, passando pelo sistema de sangria e chegando em condições adequadas para o sistema de ar-condicionado. Nas seções a seguir serão analisados o motor turbofan e sistemas auxiliares importantes para o sistema de climatização de aeronaves.

### 2.1. MOTOR TURBOFAN

No panorama aeronáutico, os motores turbofan são responsáveis por gerar alta razão de impulso devido ao grande volume de admissão de fluido conseguido pelo *fan*, além disso são os que possuem a maior eficiência dentre os tipos disponíveis, como o motor a pistão, o motor turboélice e entre outros. Por tais motivos, estes motores são os normalmente utilizados na aviação civil e de transporte de cargas (COUTO et al, 2018).

De acordo com Hill (1992), o motor turbofan é um motor do tipo turbocompressor *air breathing* ou motores que succionam ar. É um motor a reação que empurra o fluxo de ar para trás puxando o motor para frente, gerando impulso e movendo o motor devido a diferença na quantidade de movimento. A Figura 1 representa um corte esquemático do turbofan e mostra que ele pode ser dividido em duas partes: uma mais interna (*core*) e outro mais externa (*fan*).

Figura 1 – Representação esquemática do motor turbofan GP7000.



Fonte: Adaptado Farokhi (2014, p. 142).

O *fan* é uma estrutura de pás bem grandes das hélices externas o qual é seguida do *bypass* um tipo de canalização externa que não passa pelo *core* do motor, ou seja, nessa parte não ocorre a combustão, ocorrendo apenas um leve aumento de temperatura e pressão devido ao choque da velocidade relativa do ar com a pás externas do *fan*. Esse ar é frio e pode ser chamado de ar de impacto (*ram air*) ou ar do *fan* (WARD, 2010).

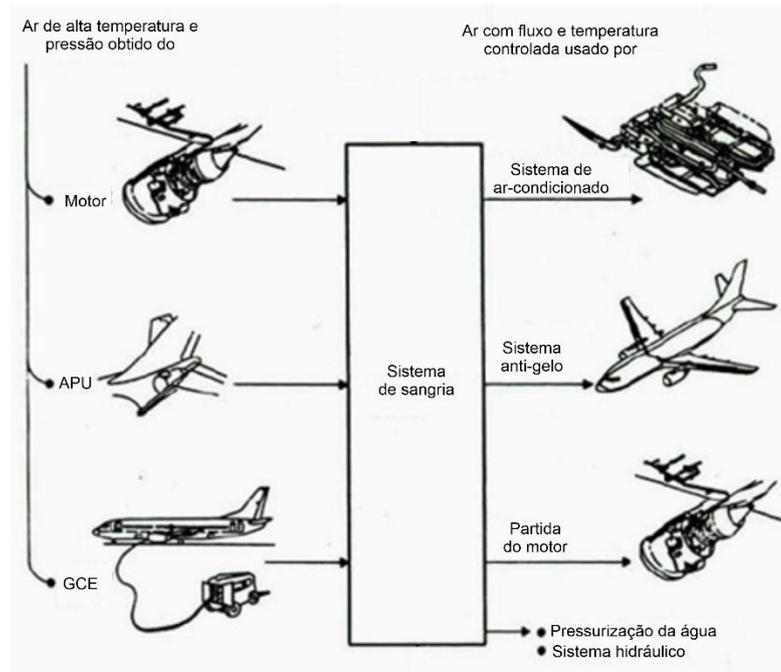
Por outro lado, o *core* é a estrutura mais interna da turbina responsável pela compressão, combustão e expansão do ar. O ar ao entrar no *core* é comprimido e sofre um aumento de temperatura e de pressão. Em seguida, o ar passa pela câmara de combustão onde o combustível será queimado e fornecerá energia para o escoamento. Depois desse processo, o ar quente sai pela turbina axial que possui o mesmo eixo do compressor. Nessa saída, o ar quente ao passar pela turbina axial extrai energia e realiza trabalho de eixo alimentando o compressor, o qual girando comprime e pressuriza o ar, criando assim as condições necessárias para o processo de combustão (FAROKHI, 2014).

Por fim, depois do ar quente passar pela turbina, realizando trabalho, e do ar frio passar pelo *bypass*, ambos são expelidos do motor turbofan por bocais convergentes com o intuito de acelerar o ar, visto que o ar na saída é subsônico, e transformar a energia em impulso de voo. Segundo Hünecke (1997), esse ar que passa pelo *bypass*, é responsável por até 80% do impulso gerado pelo motor.

## 2.2. SISTEMA DE SANGRIA (BLEED SYSTEM)

Além de viabilizar a propulsão do avião, o ar que escoo pelo motor tubofan pode ser utilizado em outros sistemas presentes na aeronave. Para retirar parte do ar comprimido durante a operação do motor turbofan, emprega-se o sistema de sangria. De acordo com Hunt et al. (1995), o sistema de sangria é o coração do sistema de climatização de ambiente e o responsável pelo fornecimento de ar nas temperaturas e pressões adequadas (ar sangrado) para usos secundários de ar como sistema de ar-condicionado, ventilação na cabine, proteção anti-gelo nas asas, pressurização da cabine, bombas hidráulicas, pressurização de água potável e outros usos pneumáticos. A Figura 2 mostra uma representação desses diversos usos do ar sangrado.

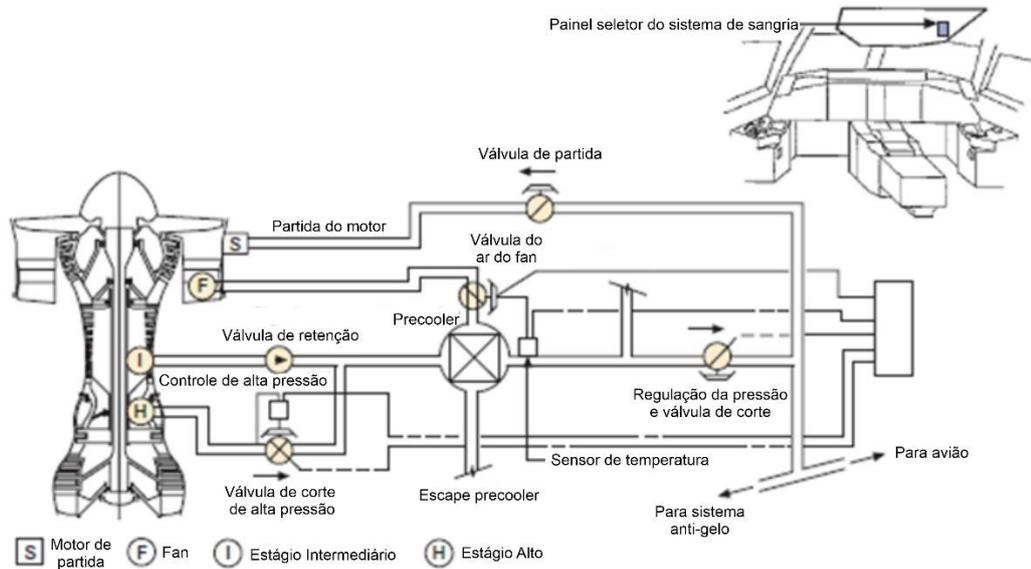
Figura 2 – Representação esquemática dos diversos usos do ar sangrado.



Fonte: Adaptado Gallo (2011, p. 37).

Esse sistema funciona da seguinte forma, o ar exterior entra na turbina e ao chegar na etapa de compressão do *core* é extraído por dois pórticos, um de baixa pressão e outro de alta pressão, dependendo do estágio do voo. Depois da extração pelos pórticos o ar sangrado, de alta temperatura e pressão, é enviado a dutos com um conjunto de válvulas, sensores e um *precooler*, como pode ser observado pela Figura 3, a fim de tratar esse ar que seria danoso a outros sistemas e o colocar em temperaturas mais baixas para que possam ser utilizados (GALLO, 2011).

Figura 3 – Representação esquemática de como funciona o sistema de sangria



Fonte: Adaptado Hunt et al. (1995, p. 2)

O sistema de sangria apresenta várias válvulas e dois componentes merecem destaque o *precooler* e o conversor de ozônio. O *precooler*, utilizado para resfriar o ar comprimido, é um trocador de calor do tipo cruzado que utiliza o ar exterior advindo do *bypass* do *fan* da turbina para resfriar o ar sangrado advindo do compressor (SILVA, 2010). Já o conversor de ozônio, funciona convertendo ozônio em moléculas de oxigênio, sendo importante devido aos problemas que o ozônio pode causar ao entrar na cabine como: fadiga, dor de cabeça, dor no peito, falta de ar, tosse, congestão nasal, entre outros.

Além disso, vale ressaltar que o sistema de sangria é de extrema importância, pois pela grande variação de altitude e diferenças climáticas que um avião opera, o ar sangrado sai em diversas temperaturas e sempre deve estar nas mesmas condições para alimentar os outros sistemas pneumáticos. Temperaturas muito altas podem chegar a ignizar o próprio combustível, sendo o *precooler* essencial nesse processo uma vez que dissipa o excesso de energia como calor na atmosfera e consegue controlar a temperatura a níveis seguros.

No entanto, é importante destacar que essa alta temperatura do ar também apresenta vantagens, uma vez que o ar é sangrado dos compressores do *core* com temperatura suficientemente alta para destruir microorganismos vindos do ar exterior em qualquer fase do voo, tornando assim o ar que é fornecido ao sistema de ar-condicionado estéril (HUNT et al., 1995).

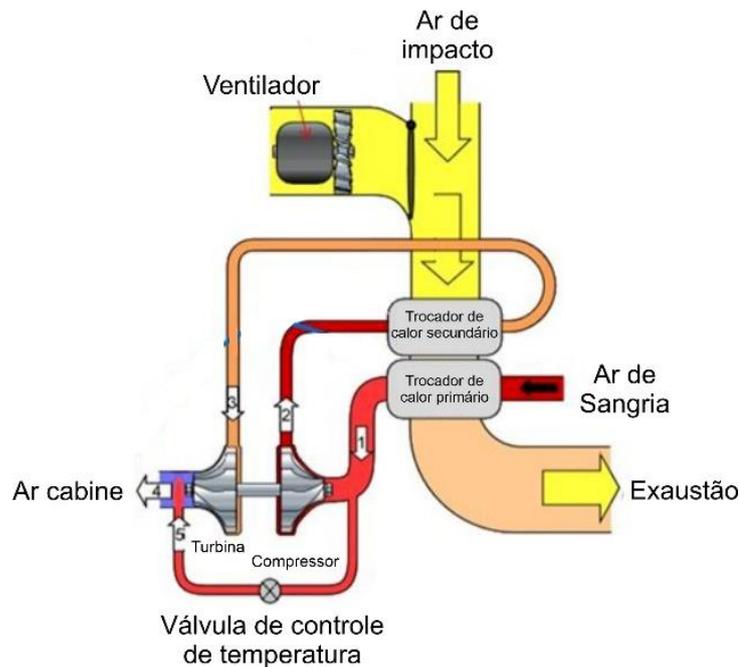


O ar de sangria, após escoar pelo trocador de calor, passa pela turbina onde é expandido, diminuindo a pressão e a temperatura. Nesse processo de expansão, ocorre a realização de trabalho de eixo o qual possibilitará o funcionamento do ventilador e, por consequência, a sucção do ar exterior advindo do *fan* do motor. Por fim, o sistema também pode ser equipado com uma válvula que permite o controle de temperatura do ar enviado para a cabine. Este controle é obtido pela mistura da corrente de ar que sai da turbina com a corrente de ar que sai da válvula de controle (SILVA, 2010).

### 2.3.2. Ciclo a Ar Bootstrap

O ciclo bootstrap é um pouco mais complexo e difere do ciclo simples por possuir um segundo trocador de calor e um compressor localizado após o trocador de calor primário, como pode ser observado na Figura 5. Neste ciclo, o ar de sangria de alta temperatura passa primeiramente pelo trocador de calor primário com o intuito de diminuir sua temperatura. Em seguida o ar é encaminhado para um compressor onde será comprimido, com aumento de pressão e temperatura. Posteriormente, será resfriado novamente pelo ar de impacto por um segundo trocador de calor e encaminhado a turbina onde sofrerá a expansão, com redução de pressão e temperatura.

Figura 5 – Representação esquemática do ciclo a ar bootstrap.



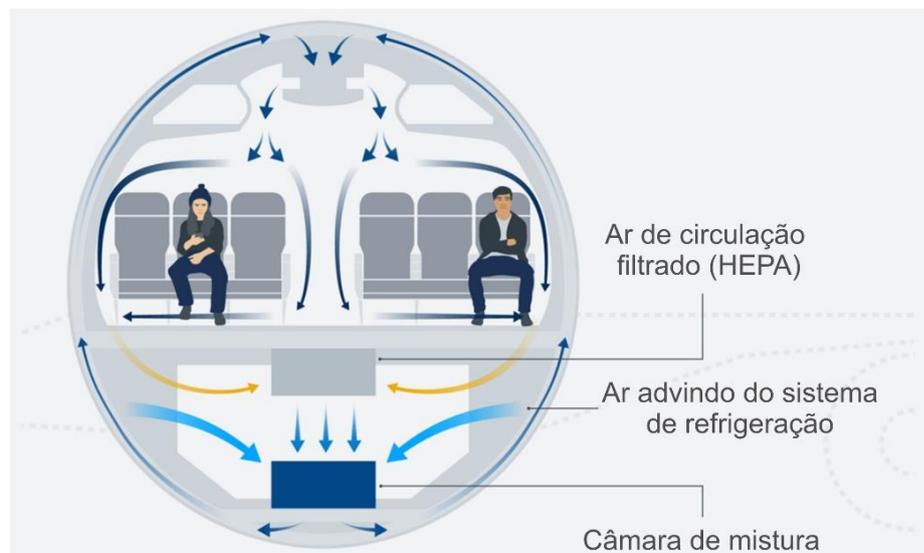
Fonte: Adaptado P. Maggiori (2021).

O ciclo bootstrap é mais eficiente que o ciclo simples, pois consegue insuflar o ar de saída em temperaturas mais baixas para uma mesma pressão de saída. Isso é possível, devido a presença de um segundo trocador de calor que aumenta a capacidade de refrigeração do sistema (GIORGI, 2020). Além disso, assim como no ciclo simples, o ventilador só é utilizado para baixas velocidades, mas nesse caso é alimentado por um motor elétrico e não mais pelo trabalho da turbina.

#### 2.4. SISTEMA DE VENTILAÇÃO

Ao sair do sistema de refrigeração com as condições adequadas para o conforto térmico dos passageiros, o ar é encaminhado para a câmara de mistura onde se combinará em igual quantidade com o ar filtrado recirculado da cabine para depois ser enviado para vários dutos e ser insuflado para a cabine. A configuração mais comum para esse sistema de ventilação é o Mixing Ventilation (MV) que consiste em insuflar o ar na parte superior, possibilitando a mistura homogênea do ar e que a temperatura se mantenha praticamente constante com uma diferença na vertical de cerca de 3°C (ZHANG et al, 2007). Tal configuração pode ser observada na Figura 6.

Figura 6 – Representação esquemática do sistema de ventilação de uma aeronave.



Fonte: Adaptado Deutsche Welle (2021).

Nesse contexto, o ar que é exaurido na parte inferior da cabine é enviado tanto para o exterior da aeronave como para a câmara de mistura. No entanto, vale salientar que antes de ser

enviado para esses destinos, o ar é filtrado e praticamente esterilizado, uma vez que a cabine é equipada com filtros do tipo High-Efficiency Particulate Air (HEPA), os mesmos utilizados em hospitais, que eliminam 99,9% de bactérias e vírus (HILL, 1994).

Ademais, vale salientar que além do filtro de alta eficiência a recirculação do ar na cabine é de 12,5 vezes por hora, o que significa que o ar que entra na cabine circula por cerca de 3 minutos antes de exaurido (HUNT et al., 1995). Assim o ar é renovado constantemente com o ar limpo externo, o que diminui as concentrações de dióxido de carbono que são emitidas pelos seres humanos e exaurindo possíveis bactérias e vírus expelidos pela tripulação.

### 3. METODOLOGIA

Neste capítulo será apresentado a metodologia a ser seguida na execução deste trabalho a fim de cumprir os seus objetivos. O capítulo apresenta as principais características dos modelos matemáticos desenvolvidos para simulação da operação do sistema de climatização e para o cálculo da carga térmica da aeronave.

#### 3.1. MODELO MATEMÁTICO DO SISTEMA DE CLIMATIZAÇÃO

O modelo matemático foi desenvolvido com base em um sistema de ar-condicionado operado por um ciclo a ar simples, com as mesmas características previamente apresentadas na Figura 4. Este tipo de sistema foi escolhido devido a sua menor complexidade e pela disponibilidade de trabalhos na literatura que permitem a comparação de resultados.

Atualmente, o setor industrial procura cada vez mais diminuir os custos de desenvolvimento e produção, sendo a utilização de ferramentas de simulação uma das soluções encontradas para essa finalidade. Alinhado com tal necessidade, o modelo matemático desenvolvido nesse trabalho permite avaliar os efeitos de parâmetros geométricos e operacionais, como condições atmosféricas, materiais construtivos da aeronave e vazões mássicas de ar em diferentes componentes do sistema sobre o desempenho do sistema de climatização.

##### 3.1.1. Simplificações do modelo matemático

O modelo matemático foi desenvolvido a partir de fundamentos termodinâmicos e de transferência de calor, sendo que as seguintes simplificações foram adotadas:

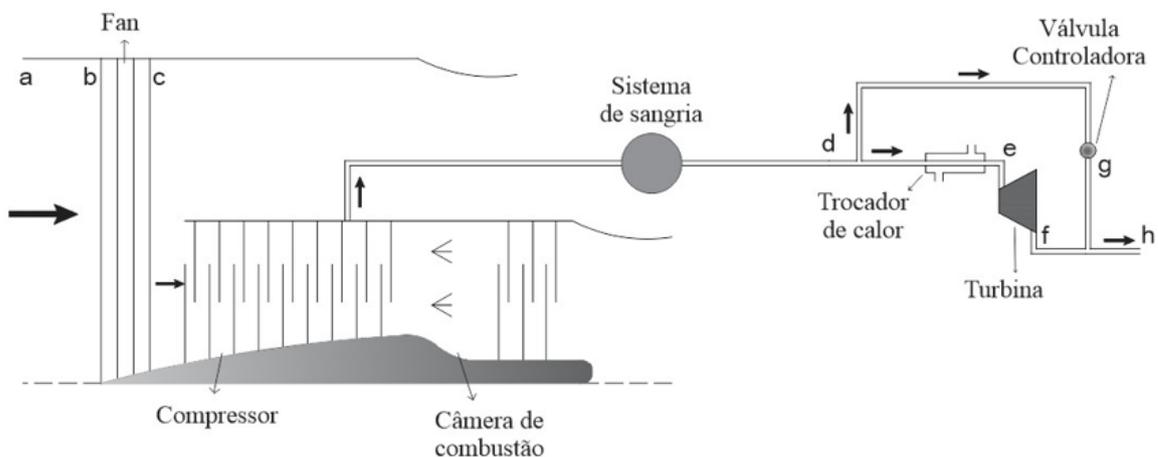
- Regime permanente;
- Propriedades de gás ideal para o ar;
- Perda de carga do ar por atrito desconsiderada nos componentes do sistema;
- Ambiente de operação típico de voo de cruzeiro (40000 pés);
- Processo de compressão isentrópico no compressor;
- Processo de expansão isentrópico na turbina;
- Processo de expansão isentálpico na válvula controladora;

### 3.1.2. Modelagem dos componentes do sistema de climatização

O desenvolvimento do modelo matemático foi realizado aplicando formulações específicas para os componentes do motor turbofan, do trocador de calor e da turbina presente no ciclo simples do sistema de condicionamento de ar. A Figura 7 mostra os principais componentes do sistema de condicionamento de ar abordados nesse trabalho. A seta à extrema esquerda da Figura 7 indica a corrente de ar que é succionada da atmosfera pelo motor turbofan, enquanto que a seta a extrema direita indica a corrente de ar que é insuflada no interior da aeronave para manter a temperatura e pressão desejada no interior da aeronave.

Do lado esquerdo, se encontra o motor turbofan onde estão representados o *fan*, o compressor e a câmara de combustão. No lado direito da Figura 7, se encontra o sistema de ar condicionado onde estão destacados o trocador de calor, a turbina e a válvula controladora. Na região central da Figura 7, observa-se o sistema de sangria, que é responsável por retirar parte do ar pressurizado pelo compressor do motor turbofan e direcioná-lo para o sistema de ar condicionado.

Figura 7 – Representação do motor turbofan e do sistema de condicionamento de ar.

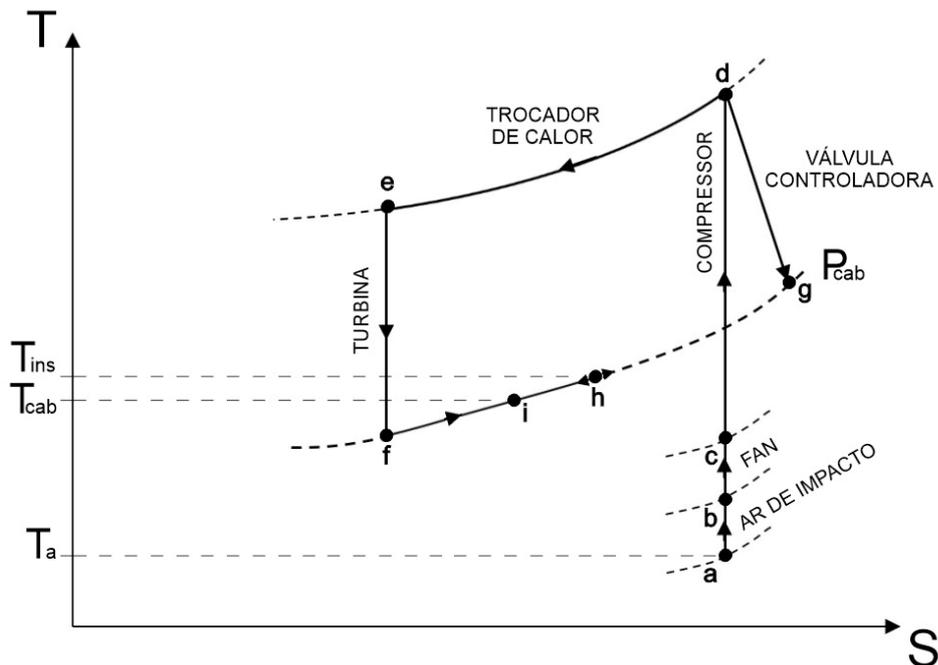


Fonte: Autor (2022).

A Figura 8 representa o comportamento termodinâmico do ar ao passar pelos principais componentes presentes na Figura 7 em um gráfico de temperatura por entropia. O ar atmosférico é representado pelo ponto “a” onde considerando a velocidade da aeronave e as propriedades de estagnação, chega-se como ar de impacto no ponto “b” onde sofrerá uma compressão isentrópica pelo fan e compressor até chegar no ponto “d”. No trocador de calor

passará por uma redução de temperatura a pressão constante, sendo posteriormente expandido isentropicamente pela turbina até o ponto “f”. A válvula controladora expande o ar isentalpicamente do estado “d” até o estado “g”. Por fim as correntes de ar que saem da turbina e da válvula controladora são misturadas, dando origem ao ar de insuflamento indicado pelo estado “h”. Esta mistura é então insuflada na cabine para mantê-la na condição desejada, indicada pelo ponto “i”.

Figura 8 – Representação esquemática dos processos termodinâmicos.



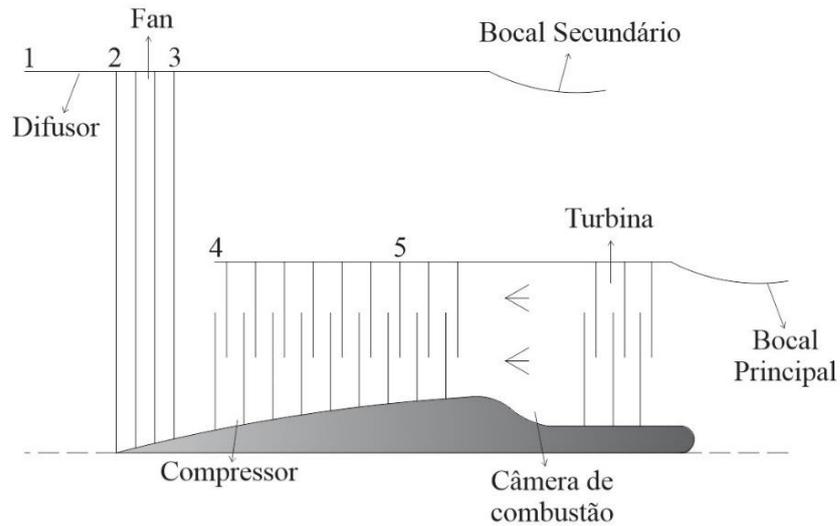
Fonte: Autor (2022).

### 3.1.2.1. Motor turbofan

Para implementar o modelo do sistema de climatização, considerou-se para análise um motor turbofan não misturado, ou seja, um motor turbofan que opera em condições nas quais o fluxo de ar frio que passa pelo *Bypass* não se mistura com o fluxo de ar quente que passa pelo *core*, uma vez que são expelidos na atmosfera por meio de diferentes bocais.

Para uma melhor compreensão e equacionamento do turbofan não misturado fez-se uma representação esquemática do sistema, como pode ser vista na Figura 9. Nesta figura estão representados os principais componentes do motor turbofan: difusor, *fan*, compressor, câmara de combustão, turbina, bocal principal e secundário.

Figura 9 – Representação esquemática do motor turbofan.



Fonte: Autor (2022).

Para a modelagem do sistema de climatização, é essencial o conhecimento das propriedades termodinâmicas do ar de sangria. Pela Figura 7, observa-se que, após comprimido, o ar de sangria é retirado do motor turbofan por meio de um pórtico localizado entre os estágios de baixa e alta pressão. O estado termodinâmico desse ar, indicado pelo ponto 5 da Figura 9, foi determinado em função da velocidade de voo e os processos de mudança de temperatura e pressão que ocorrem durante o escoamento do ar pelo difusor, *fan* e compressor.

Além disso, para uma análise mais fidedigna do modelo foi necessário considerar as propriedades do estado de estagnação, que leva em consideração tanto as propriedades estáticas quanto as propriedades dinâmicas do fluido. Esse estado de estagnação pode ser definido como o estado em que um fluido chegaria ao repouso de forma isentrópica, isto é, de forma adiabática e reversível.

Para baixas velocidades, as propriedades de estagnação são praticamente iguais as propriedades estáticas, porém à medida que a velocidade aumenta essas propriedades começam a divergir e a partir de um Mach de 0,3 essa diferença passa a ser importante. Pelo fato do modelo proposto considerar um avião em voo de cruzeiro com Mach de 0,8, observa-se que a pressão de estagnação seria 52% maior que a pressão estática e a temperatura de estagnação se apresentaria 13% maior que a temperatura estática, como mostra a Tabela 1. Dadas essas informações, prova-se a importância de as considerar no modelo.

Tabela 1 – Propriedades de estagnação de acordo com o número de Mach para um gás ideal.

**Escoamento compressível isentrópico de um gás ideal com  $k = 1,4$**

Ma	$P_0/P$	$\rho_0/\rho$	$T_0/T$
0,5	1,186	1,130	1,050
0,6	1,276	1,190	1,072
0,7	1,387	1,263	1,098
0,8	1,524	1,351	1,128
0,9	1,691	1,456	1,162
1,0	1,893	1,578	1,200

Fonte: Autor (2021).

### 3.1.2.2. Difusor

O difusor ou bocal de entrada é o duto por onde o ar da atmosfera entra no motor turbofan. Considerando o difusor operando em regime permanente, a pressão de estagnação ( $P_{01}$ ) e a temperatura de estagnação ( $T_{01}$ ) foram calculadas, respectivamente, por

$$P_{01} = P_a \left[ 1 + \frac{M_0^2 (k - 1)}{2} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

$$T_{01} = T_a \left[ 1 + \frac{M_0^2 (k - 1)}{2} \right] \quad (2)$$

, onde  $P_a$  é a pressão atmosférica,  $T_a$  é a temperatura atmosférica,  $k$  é o coeficiente de expansão adiabática e  $M_0$  é o Mach de voo.

Nesse processo, considerando um difusor ideal, não ocorre mudança de pressão e temperatura de estagnação, assim pode-se assumir que  $P_{02} = P_{01}$  e  $T_{02} = T_{01}$ , onde  $P_{02}$  e  $T_{02}$  são a pressão e temperatura de estagnação após passar pelo difusor, respectivamente.

### 3.1.2.3. Ventilador (*Fan*)

Logo após passar pelo difusor, o ar é succionado pelo *fan*. Nesta etapa, a taxa de compressão é baixa, sendo representada por

$$\pi_f = \frac{P_{03}}{P_{02}} \quad (3)$$

Como  $\pi_f$  é especificado na etapa de projeto, emprega-se essa informação para achar a pressão após a passagem pelo *fan* ( $P_{03}$ ). Por sua vez, para encontrar a temperatura após a passagem do *fan* ( $T_{03}$ ), considera-se que o *fan* apresenta um comportamento isentrópico, que permite determinar a temperatura de estagnação como

$$T_{03} = T_{02} \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (4)$$

Ao escoar pelo *fan*, o ar de entrada divide-se em duas correntes: uma que passa pelo bocal secundário e outra que passa pelo *core* do motor. A razão do fluxo mássico do ar entre esses dois dutos é considerada a razão de *bypass* (BPR) e pode ser representado por

$$BPR = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h} \quad (5)$$

, onde  $\dot{m}_c$  é o fluxo mássico de ar que será liberado a atmosfera pelo bocal secundário e  $\dot{m}_h$  o fluxo mássico de ar que passa pelo *core* do motor.

#### 3.1.2.4. Compressor

A razão de *bypass* define a quantidade de ar que passa pelo *core* e, por consequência, entra no compressor. As propriedades termodinâmicas do ar na saída do *fan* (ponto 3 da Figura 9) e na entrada do *core* do motor (ponto 4 da Figura 9) são iguais, de tal modo que se pode assumir que  $P_{04} = P_{03}$  e  $T_{04} = T_{03}$ .

O compressor, assim como o *fan*, também apresenta uma taxa de compressão conhecida na fase de projeto dada por  $\pi_c$ . Dada que a extração do pórtilo no modelo ocorre em uma posição intermediária do compressor, adotou-se uma taxa de compressão de  $\pi_c'$ . Considerando esse compressor ideal, pode-se usar a relação isentrópica para determinar a pressão de estagnação na entrada do pórtilo ( $P_{05}$ ) e temperatura de estagnação na entrada do pórtilo ( $T_{05}$ ) como

$$P_{05} = \pi_c' P_{04} \quad (6)$$

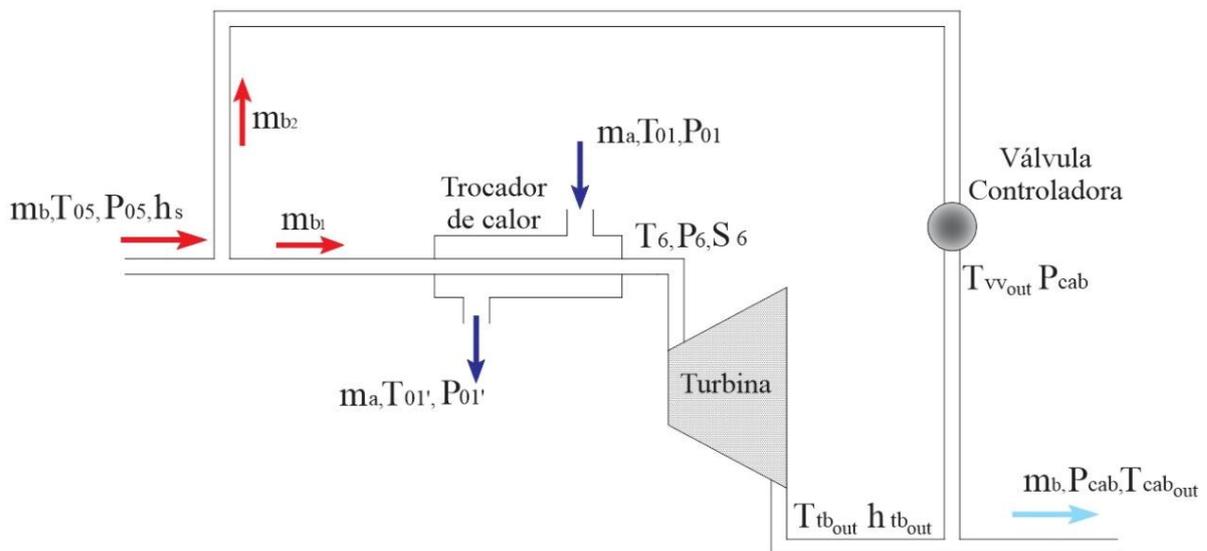
$$T_{05} = T_{04} \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (7)$$

As equações (6) e (7) permitem a determinação do estado termodinâmico do ar de sangria que é retirado do motor turbofan e direcionado para o sistema de ar-condicionado da aeronave.

### 3.1.2.5. Sistema de ar-condicionado

Conhecidos os valores de temperatura e pressão na entrada do pórtico, modelou-se o sistema de ar-condicionado baseado no ciclo a ar simples, ilustrado na Figura 10. Para isso, a modelagem do sistema foi dividida nos seguintes componentes: trocador de calor, turbina e válvula controladora.

Figura 10 – Representação esquemática do sistema de ar-condicionado.



Fonte: Autor (2022).

A Figura 10 recebe o ar advindo do sistema de sangria da Figura 7. Essa vazão mássica de ar será dividida em  $m_{b1}$ , parcela do ar que passará pelo trocador de calor, e em  $m_{b2}$ , parcela do ar que passará pela válvula controladora. Normalmente utiliza-se uma turbina após o trocador de calor em vez de uma válvula, pois o trabalho produzido por ela pode ser utilizado para diferentes aplicações na aeronave que não serão detalhadas nesse trabalho.

### 3.1.2.6. Trocador de calor

O trocador de calor adotado no modelo, para resfriar o ar de sangria utilizando o ar de impacto, foi o de configuração duplo-tubo, não misturado e com orientação contracorrente por esse tipo ser o que apresenta a maior efetividade. No trocador de calor, o processo de transferência de calor ocorre isobaricamente, ou seja, a pressão constante. Assim, conhecendo as propriedades do ar de impacto ( $T_{01}$  e  $P_{01}$ ) e do ar de sangria ( $T_{05}$  e  $P_{05}$ ), observadas na Figura 10, se tornou possível encontrar os valores de entalpia e do calor específico do ar de impacto ( $h_a, c_{p_a}$ ) e de entalpia e do calor específico do ar de sangria ( $h_s, c_{p_s}$ ) por

$$h_a, c_{p_a} = f(T_{01}, P_{01}) \quad (8)$$

$$h_s, c_{p_s} = f(T_{05}, P_{05}) \quad (9)$$

A fim de simplificar o modelo matemático e não ter que resolver por completo o trocador de calor, empregou-se o parâmetro de efetividade de um trocador de calor dado por

$$eff = \frac{m_a c_{p_a} (T_{01}' - T_{01})}{C_{mín} (T_{05} - T_{01})} \quad (10)$$

, onde  $m_a$  é a vazão mássica do ar de impacto (*ram air*),  $c_{p_a}$  o calor específico do ar de impacto e  $C_{mín}$  é a menor taxa de capacidade calorífica entre o fluido do ar de impacto e o fluido do ar de sangria.

Com isso, foi possível encontrar a temperatura de saída do ar de impacto ( $T_{01}'$ ) e calcular a taxa de calor transferida pelo trocador de calor por

$$\dot{Q}_{tc} = m_a c_{p_a} (T_{01}' - T_{01}) \quad (11)$$

Sabendo-se que o calor trocado pelo fluido quente tem que ser igual ao calor trocado pelo fluido frio (trocador de calor adiabático), foi possível encontrar o valor da temperatura do ar de sangria após a passagem pelo trocador de calor ( $T_6$ ) por

$$\dot{Q}_{tc} = m_{b1} c_{p_s} (T_{05} - T_6) \quad (12)$$

Dados os valores de temperatura e pressão após o trocador de calor, foi possível encontrar a entropia do ar de sangria após o trocador de calor por

$$S_6 = f(T_6, P_6) \quad (13)$$

, onde  $T_6$  e  $P_6$  são a temperatura e pressão do ar de sangria após a passagem pelo trocador de calor, respectivamente.

### 3.1.2.7. Turbina

A corrente de ar referente a  $m_{b1}$ , observada na Figura 10, é pré-resfriada ao passar pelo trocador de calor, mas ainda apresenta uma pressão acima da desejada dentro da cabine. Por este motivo, uma turbina é utilizada após o trocador de calor para reduzir a pressão e a temperatura da corrente de ar até o valor desejado dentro da cabine. No modelo proposto, este processo é considerado como isentrópico. Sabendo-se o valor da entropia após a passagem pelo trocador de calor ( $S_6$ ) e que na saída da turbina a pressão será  $P_{cab}$ , é possível encontrar a temperatura na saída da turbina ( $T_{tb_{out}}$ ) e entalpia na saída da turbina ( $h_{tb_{out}}$ ) por

$$T_{tb_{out}} = f(S_6, P_{cab}) \quad (14)$$

$$h_{tb_{out}} = f(S_6, P_{cab}) \quad (15)$$

### 3.1.2.8. Desvio de fluxo (Bypass)

Como o ar que sai da turbina pode estar com uma temperatura abaixo da desejada dentro da cabine, emprega-se um *bypass* que desvia parte da vazão de ar quente advinda do compressor, evitando a sua passagem pelo trocador de calor. Uma válvula de expansão é empregada para ajustar a quantidade de ar quente que precisa ser misturada com a corrente de ar que sai da turbina para que a temperatura desejada no interior da cabine seja atingida. No modelo proposto, essa quantidade foi controlada pelo fator de *bypass* da válvula, que pode ser ajustado entre 0 e 100%, onde 100% representa a condição na qual todo o ar é desviado do trocador de calor. Esse fator de *bypass* é dado por

$$f_{BP} = \frac{m_{b2}}{m_b} \quad (16)$$

, onde  $m_b$  é a vazão mássica de sangria que sai do pórtrico do compressor e  $m_{b_2}$  é a vazão mássica de sangria desviada que passa pela válvula do *bypass*.

Sabendo que a pressão na saída da válvula controladora será  $P_{cab}$  e que a entalpia será a mesma do fluido  $m_b$ , ou seja  $h_s$ , consegue-se determinar a temperatura do ar na saída da válvula por

$$T_{vv_{out}} = f(P_{cab}, h_s) \quad (17)$$

O fluido ao passar pela válvula se misturará com o fluido resfriado advindo da turbina. Realizando balanços de massa e energia na mistura dessas duas correntes, consegue-se determinar a entalpia do ar que é insuflado na cabine ( $h_{cab_{in}}$ ) por

$$h_{cab_{in}} = \frac{m_{b_1} h_{tb_{out}} + m_{b_2} h_s}{m_b} \quad (18)$$

### 3.1.3. Carga Térmica da Cabine

Para encontrar o ponto de equilíbrio entre a operação do sistema de climatização e as condições desejadas para o ar no interior da aeronave, tornou-se necessário estimar a carga térmica da cabine. Para isso, utilizaram-se as dimensões referentes a um jato executivo e considerou-se a aeronave como composta por uma dupla casca de cilindros, em que uma das cascas seria referente a fuselagem metálica externa da aeronave e a outra seria referente a parte plástica no interior da cabine, como pode ser observado pela Figura 11.

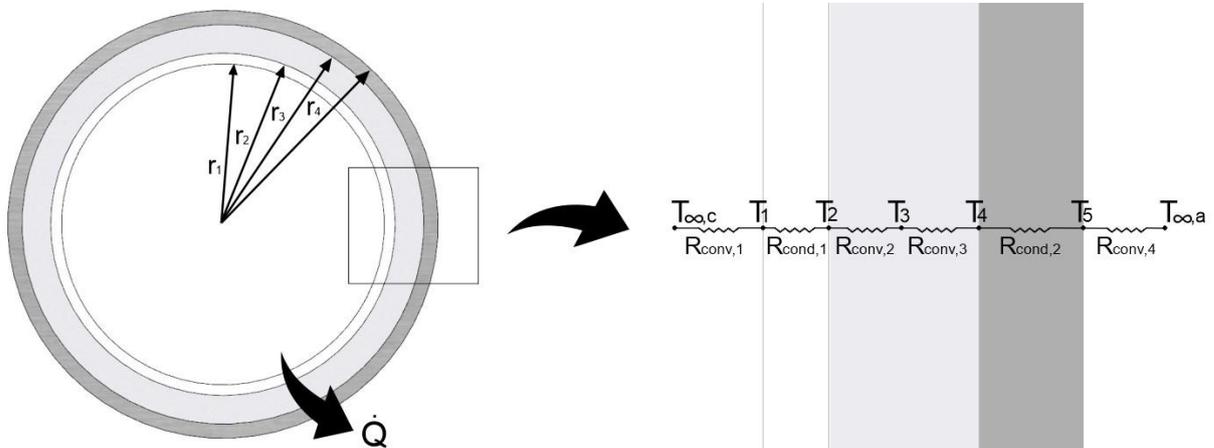
Figura 11 – Representação esquemática da casca cilíndrica.



Fonte: Autor (2022).

Para contabilizar a carga térmica total, adotou-se um modelo de resistências térmicas em série. Uma representação esquemática desse modelo pode ser observada na Figura 12.

Figura 12 – Casca cilíndrica com as resistências térmicas.



Fonte: Autor (2022).

A resistência total é composta pela soma das resistências condutivas com as resistências convectivas, que estão associadas em série. As resistências condutivas são duas, uma referente a casca metálica ( $R_{cond,1}$ ) e outra referente a casca plástica ( $R_{cond,2}$ ). Por outro lado, as resistências convectivas são quatro, sendo uma relacionada a interação ar da cabine/casca plástica ( $R_{conv,1}$ ), outra referente ao ar entre placas/casca plástica ( $R_{conv,2}$ ), outra referente ao ar entre placas/casca metálica ( $R_{conv,3}$ ) e uma última relacionada ao ar atmosférico/casca metálica ( $R_{conv,4}$ ). Assim a resistência total pode ser dada por

$$R_{total} = R_{conv,1} + R_{cond,1} + R_{conv,2} + R_{conv,3} + R_{cond,2} + R_{conv,4} \quad (19)$$

Utilizando esse modelo, chega-se que a carga térmica total será a razão entre a diferença de temperatura global pela resistência total, dada por

$$\dot{Q} = \frac{T_{\infty_c} - T_{\infty_a}}{R_{total}} \quad (20)$$

, onde  $\dot{Q}$  é a carga térmica  $T_{\infty_c}$  é a temperatura no interior da cabine,  $T_{\infty_a}$  é a temperatura atmosférica e  $R_{total}$  é a resistência total.

### 3.1.3.1. Resistências Térmicas Condutivas

Segundo Çengel (2002), a equação da transferência de calor condutiva para uma casca de cilindro é dada por

$$\dot{Q}_{cond} = 2\pi L k_t \frac{T_1 - T_2}{\ln(r_2/r_1)} \quad (21)$$

, onde L é igual ao comprimento do cilindro,  $k_t$  condutividade térmica do material,  $T_1$  é a temperatura interna casca,  $T_2$  temperatura externa casca,  $r_1$  raio interno casca,  $r_2$  raio externo casca.

A resistência térmica então pode ser dada por

$$R_{cond} = \frac{\ln(r_2/r_1)}{2\pi L k} \quad (22)$$

Fazendo as considerações necessárias, chega-se que a resistência da casca metálica ( $R_{cond,1}$ ) e casca plástica ( $R_{cond,2}$ ) são, respectivamente, dadas por

$$R_{cond,1} = \frac{\ln(r_2/r_1)}{2\pi L k_p} \quad (23)$$

$$R_{cond,2} = \frac{\ln(r_4/r_3)}{2\pi L k_m} \quad (24)$$

, onde  $k_p$  é a condutividade térmica da casca plástica,  $r_1$  é o raio interno da casca plástica,  $r_2$  raio externo da casca plástica,  $k_m$  é a condutividade térmica da casca metálica,  $r_3$  é o raio interno da casca metálica e  $r_4$  raio externo da casca metálica.

### 3.1.3.2. Resistências Térmicas Convectivas

A taxa de transferência de calor por convecção é expressa por

$$\dot{Q}_{conv} = hA(T_s - T_\infty) \quad (25)$$

, onde  $h$  é o coeficiente de transferência de calor convectivo,  $A$  é a área perpendicular ao fluxo de calor na interface que separa a superfície do fluido,  $T_s$  é a temperatura da superfície e  $T_\infty$  é a temperatura ambiente do fluido que a envolve.

Por sua vez, a resistência térmica convectiva para uma geometria cilíndrica então pode ser dada por

$$R_{conv} = \frac{1}{(2\pi rL)h} \quad (26)$$

Fazendo as considerações necessárias, chega-se a resistência ar da cabine/casca plástica ( $R_{conv,1}$ ), a resistência ar entre placas/casca plástica ( $R_{conv,2}$ ), a resistência ar entre placas/casca metálica ( $R_{conv,3}$ ) e a resistência ar atmosférico/casca metálica ( $R_{conv,4}$ ) são, respectivamente, dadas por

$$R_{conv,1} = \frac{1}{(2\pi r_1L)h_1} \quad (27)$$

$$R_{conv,2} = \frac{1}{(2\pi r_2L)h_2} \quad (28)$$

$$R_{conv,3} = \frac{1}{(2\pi r_3L)h_3} \quad (29)$$

$$R_{conv,4} = \frac{1}{(2\pi r_4L)h_4} \quad (30)$$

Assim, com os valores das resistências conhecidas e sabendo-se a temperatura ambiente externa e a temperatura no interior da cabine, foi possível encontrar o valor da carga térmica pela Equação (20).

Com a carga térmica conhecida, sabendo o valor da entalpia do ar que é insuflado na cabine ( $h_{cab,in}$ ) e aplicando um balanço de energia na cabine torna-se possível encontrar o valor da entalpia no interior da cabine ( $h_{cab,out}$ ) por

$$\dot{Q} = m_b(h_{cab,in} - h_{cab,out}) \quad (31)$$

, onde  $\dot{Q}$  é a carga térmica,  $m_b$  o fluxo de ar que entra na cabine e  $h_{cab,in}$  entalpia do ar que entra na cabine.

Com o valor da entalpia da cabine e da pressão da cabine, é então possível encontrar a temperatura do ar na cabine ( $T_{cab_{out}}$ ) como

$$T_{cab_{out}} = f(h_{cab_{out}}, P_{cab}) \quad (32)$$

Encontrado o valor da temperatura no interior da cabine, foi possível verificar se esta temperatura estava de acordo com as condições de projeto. Além disso, o modelo desenvolvido permite identificar quais parâmetros podem ser modificados com o intuito de aumentar ou diminuir essa temperatura. Os parâmetros utilizados para análise foram vazão mássica do ar de sangria, vazão mássica do ar de impacto, efetividade do trocador de calor, fator de *Bypass*, efetividade do trocador de calor, pressão e temperatura atmosféricas, carga térmica e velocidade de cruzeiro da aeronave.

### 3.2. IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

O programa computacional empregado para implementação do modelo matemático desenvolvido foi o Engineering Equation Solver (EES). Esse programa é utilizado para resolver sistemas de equações algébricas não-lineares e equações diferenciais. Além disso, tal programa oferece diversas vantagens como a simplicidade na conversão de unidades, a rapidez na execução do código e a existência de uma interface de simples execução, a qual não importa as ordens nas quais as equações estão montadas e somente que o número de incógnitas seja igual o número de equações. No entanto, apesar de todos esses benefícios, a escolha desse programa frente a outros similares se deu pela presença das propriedades termodinâmicas do ar necessárias para a solução do problema no seu banco de dados e por sua alta precisão termodinâmica.

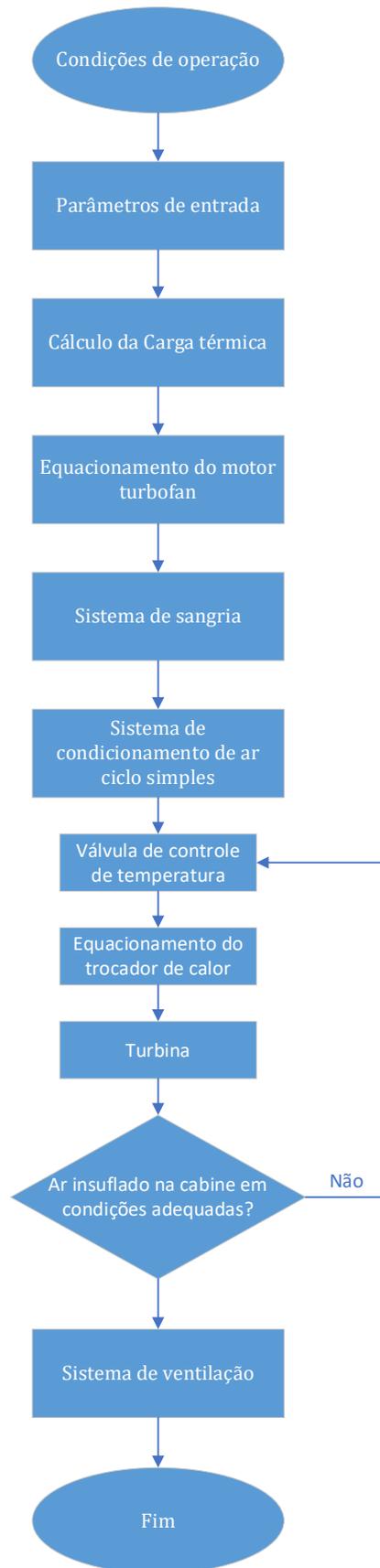
A Figura 13 apresenta o fluxograma de solução do modelo matemático que se inicia pela identificação das condições de operação em voo de cruzeiro, como definindo a velocidade da aeronave e as condições atmosféricas de pressão e temperatura. Em seguida, foi feito o dimensionamento da aeronave a fim de calcular a carga térmica.

Com o propósito de mensurar as condições de temperatura e pressão do ar que seriam extraídos pelos pórticos do compressor para o sistema de sangria, foi feito o equacionamento do motor turbofan e seus componentes (difusor, *fan* e compressor). Posteriormente, o sistema de sangria seria o responsável por regular os altos níveis de pressão e temperaturas do ar

extraídos do compressor e os colocar em condições adequadas para o sistema de condicionamento de ar ciclo simples e outros processos secundários.

No ciclo a ar simples, o ar de sangria seria primeiramente resfriado pelo trocador de calor e posteriormente expandido pela turbina, antes de ser insuflado na cabine pelo sistema de ventilação. No entanto, se após esse processo, o ar não atendesse as condições de temperatura e pressão dentro da cabine, deveria-se regular a abertura da válvula de controle de temperatura com o intuito de satisfazer os critérios da cabine adequados.

Figura 13 – Fluxograma do modelo matemático.



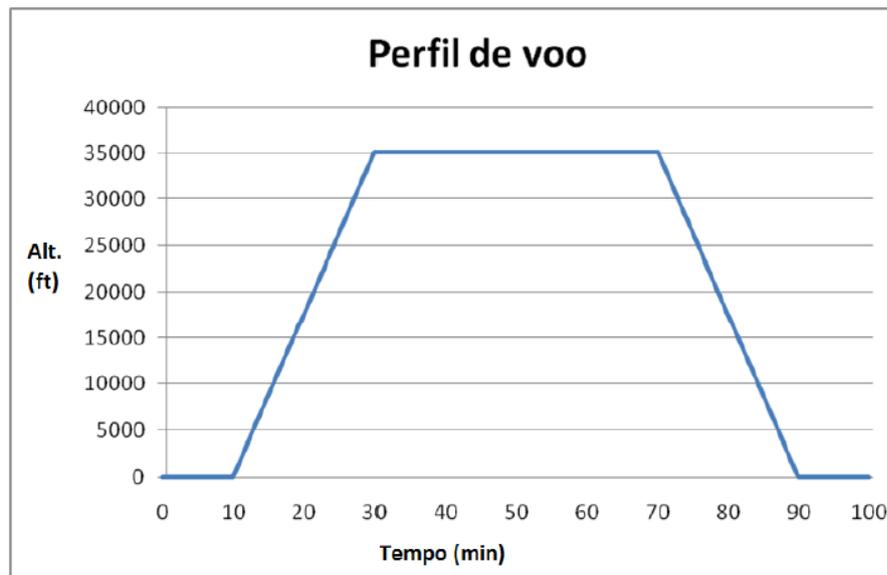
Fonte: Autor (2022).

### 3.3. VALIDAÇÃO DO MODELO

Após a implementação do modelo matemático, foi necessário verificar se os resultados obtidos estavam condizentes com o esperado. Devido à dificuldade em ter acesso a dados experimentais, o modelo foi parcialmente validado com os dados e resultados da dissertação de Gallo (2011). Para essa validação, fez-se uma comparação, onde se utilizou os dados de entrada adotados por Gallo (2011).

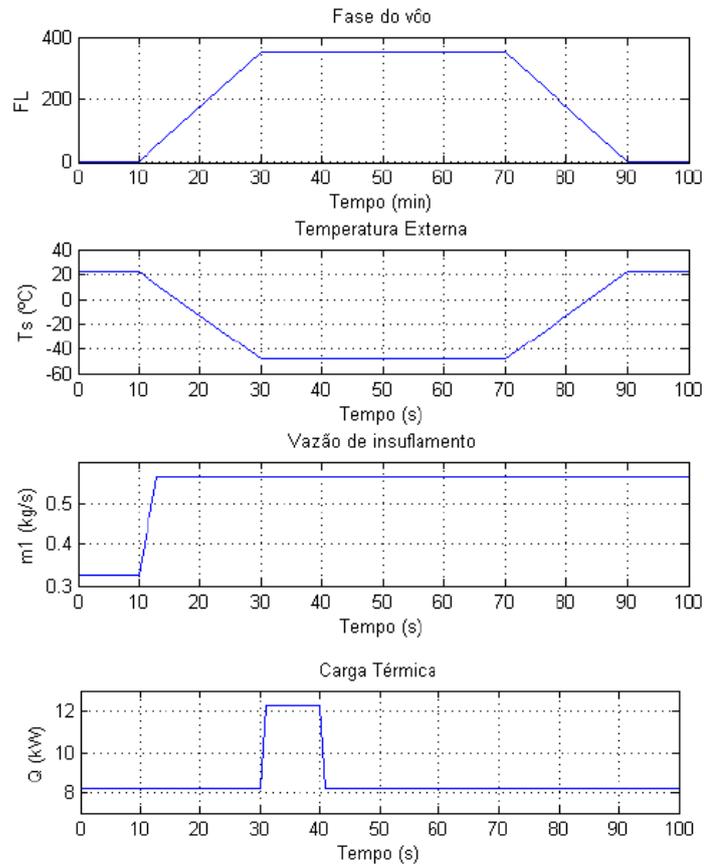
Na simulação de Gallo (2011), foi considerada diferentes etapas de voo como taxiamento inicial (0 a 10 min), decolagem (10 a 30 min), cruzeiro (30 a 70 min), pouso (70 a 90 min) e taxiamento final (90 a 100 min), como pode ser observado pela Figura 14. Além disso, para esses diferentes níveis de voo (FL), considerou-se diferentes parâmetros de entrada, como temperatura externa, vazão de insuflamento e carga térmica observados na Figura 15.

Figura 14 – Perfil voo.



Fonte: Gallo (2011, p. 87).

Figura 15 – Comportamento dos parâmetros ao longo das etapas de voo.



Fonte: Adaptado Gallo (2011, p. 88).

Para a análise e validação do código utilizou a etapa de voo de cruzeiro compreendida entre 50 e 60 minutos, devido a essa faixa não apresentar variações nos parâmetros de entrada. Observando a Figura 15 e com base em descrições da dissertação, foi possível chegar na Tabela 2 com os dados de entrada para a validação do modelo. A vazão de insuflamento foi considerada igual a vazão do ar de sangria e a vazão do ar de impacto não foi especificada sendo suposta que seria 20% da vazão do ar de sangria, logo teria o valor aproximado de 0,11 kg/s.

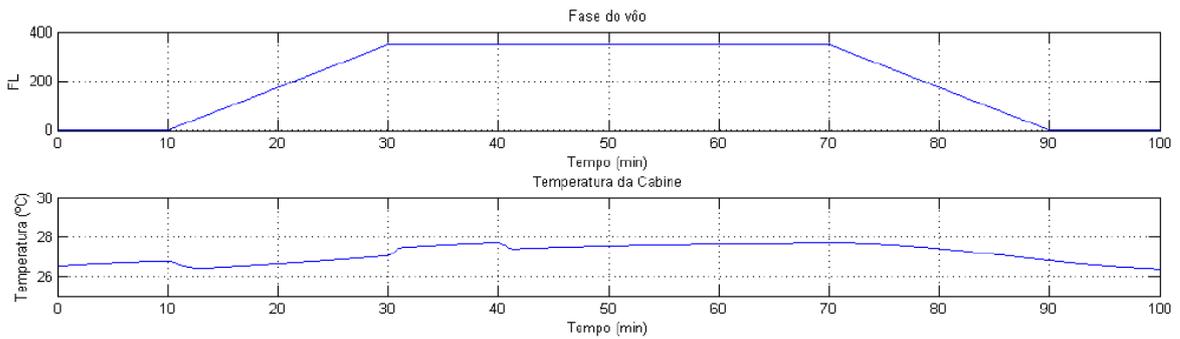
Tabela 2 – Dados de entrada para validação do modelo.

Parâmetros	Valor
Temperatura do ar atmosférico [°C]	-48,0
Pressão do ar atmosférico [kPa]	24,4
Vazão de insuflamento [kg/s]	0,57
Vazão do ar de impacto [kg/s]	0,11
Carga térmica [kW]	8,10
Temperatura do ar de sangria [°C]	204

Fonte: Autor (2022).

Utilizando esses dados de entrada, chegou no perfil de temperatura da cabine presente na Figura 16, onde para a faixa de voo de cruzeiro entre 50 e 60 minutos apresenta uma temperatura média de 27,9 °C. Além disso, a temperatura do ar na saída do ar-condicionado era de 15,6 °C com uma pressão de 81315,6 kPa.

Figura 16 – Temperatura da cabine de acordo com a fase do voo.



Fonte: Gallo (2011, p. 90).

Utilizando os dados de entrada da Tabela 2 e considerando o modelo com um fator de bypass de 0,13 e efetividade de 0,8, chegou no resultado presente na Tabela 3.

Tabela 3 – Resultado comparativo entre Gallo (2011) e modelo matemático proposto.

Parâmetros	Dissertação Gallo (2011)	Modelo Matemático	Diferença obtida
Temperatura insuflamento[°C]	15,6	13,8	1,8
Temperatura da cabine [°C]	27,9	27,9	0
Pressão da cabine [Pa]	81315	83544	2229

Fonte: Autor (2022).

Pelo resultado apresentado na Tabela 3, observa-se que os valores de saída se mostraram próximos, uma vez que para uma mesma temperatura da cabine, a divergência de resultados foi de 1,8 °C na temperatura de insuflamento e de 2229 Pa na pressão da cabine. Assim, essa pequena diferença indica que o modelo proposto atende às necessidades relacionadas com os objetivos do trabalho.

## 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo apresenta os resultados da análise dos parâmetros que influenciam a temperatura no interior da cabine para um sistema de condicionamento de ar ciclo simples, obtidos com base na execução do modelo matemático desenvolvido. O capítulo será dividido em três seções: Carga térmica, Parâmetros Influenciadores da temperatura da cabine e Parâmetros que atendam a especificação de projeto.

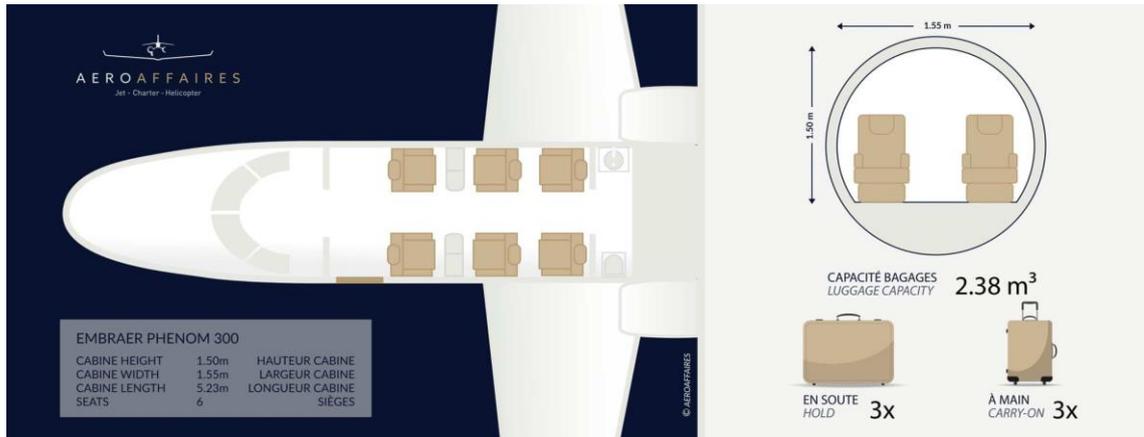
Adicionalmente, no presente capítulo faz-se uma análise da carga térmica empregando valores dimensões e materiais comumente encontrados em aeronaves executivas. Também serão analisados os parâmetros operacionais que influenciam a temperatura e pressão no interior da cabine como: vazão mássica do ar de sangria, vazão mássica do ar de impacto, fator de bypass, efetividade do trocador de calor, pressão atmosférica, temperatura atmosférica, carga térmica e velocidade da aeronave. Ao final, serão identificadas algumas combinações de parâmetros operacionais que resultem em temperaturas e pressões adequadas para o interior da cabine, de forma que cumpram os requisitos de projeto.

### 4.1. CARGA TÉRMICA

Para realizar o cálculo da carga térmica torna-se necessário o conhecimento das condições atmosféricas em que se encontrava a aeronave, das dimensões da cabine, do comprimento da aeronave, das espessuras da casca plástica e da casca metálica da aeronave, da condutividade térmica dos materiais, dos coeficientes convectivos externos e internos de transferência de calor.

Para um cálculo adequado, tornou-se necessário escolher medidas condizentes com os jatos executivos do mercado. Para isso, escolheu-se como referência o modelo Phenom 300 da Embraer como a aeronave padrão para o projeto. Tal escolha foi realizada por essa aeronave ser considerada o jato leve mais vendido do mundo (AEROFLAP, 2021). A Figura 17 mostra as dimensões internas da cabine para o modelo de aeronave escolhida. O comprimento utilizado para efeito do cálculo foi considerado o comprimento interno da aeronave.

Figura 17 – Principais dimensões da cabine da aeronave analisada.



Fonte: Aeroaffaires (2022).

Para o cálculo do coeficiente de transferência de calor convectivo interno da cabine considerou-se o valor de  $6 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$  por se tratar de um processo de convecção natural. Para o coeficiente convectivo externo e em contato com o ar atmosférico, utilizou-se o banco de dados do EES para o processo de convecção forçada em cilindro e chegou-se no valor de  $320 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ . Por fim, para o coeficiente convectivo entre as placas metálica e plástica, que fazem parte da parede da aeronave, considerou-se o estudo de ASHRAE Handbook (2021), onde esse coeficiente de convecção é definido com base no espaçamento entre as placas, na temperatura do ar entre placas e na diferença de temperaturas entre as placas, como pode ser observado pela Figura 18. Utilizando um espaçamento de 4 mm, temperatura do ar entre placas –  $20 \text{ }^\circ\text{C}$  e considerando que a diferença de temperatura entre a placa metálica e plástica é menor que 50 K, chegou-se no valor de  $7,8 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ .

Figura 18 – Coeficiente do ar entre placas.

Air Space Thickness, mm	Air Space Temp., °C	Air Temp. Diff., K	Air Space Coefficient $h_a$ , W/(m <sup>2</sup> ·K)						
			Effective Emissivity $\epsilon_{s,e}$						
			0.82	0.72	0.40	0.20	0.10	0.05	
13	-15	5	5.0	4.6	3.3	2.6	2.2	2.0	
		15	5.1	4.7	3.5	2.7	2.3	2.1	
		30	5.7	5.3	4.0	3.2	2.8	2.7	
		40	6.0	5.6	4.3	3.6	3.2	3.0	
		50	6.3	5.9	4.6	3.8	3.4	3.2	
		50	5.7	5.2	3.7	2.8	2.3	2.1	
	0	15	5.7	5.3	3.8	2.9	2.4	2.2	
		30	6.1	5.7	4.2	3.3	2.8	2.6	
		40	6.4	6.0	4.5	3.5	3.1	2.8	
		50	6.7	6.2	4.7	3.8	3.3	3.1	
		10	5	6.1	5.6	4.0	3.0	2.4	2.2
			15	6.2	5.7	4.0	3.0	2.5	2.2
	30		6.5	6.0	4.3	3.3	2.8	2.5	
	40		6.8	6.2	4.6	3.5	3.0	2.8	
	50		7.0	6.5	4.8	3.8	3.3	3.0	
	50		7.2	6.6	4.6	3.3	2.7	2.4	
	30	5	7.2	6.6	4.6	3.3	2.7	2.4	
		15	7.3	6.6	4.6	3.3	2.7	2.4	
		30	7.4	6.8	4.7	3.5	2.8	2.5	
		40	7.6	6.9	4.9	3.6	3.0	2.7	
		50	7.8	7.2	5.1	3.9	3.2	2.9	
		50	8.4	7.7	5.2	3.7	2.9	2.5	
	50	5	8.4	7.7	5.2	3.7	2.9	2.5	
		15	8.5	7.7	5.2	3.7	2.9	2.6	
30		8.5	7.8	5.3	3.8	3.0	2.6		
40		8.6	7.9	5.4	3.9	3.1	2.7		
50		8.8	8.0	5.5	4.0	3.2	2.8		
50		8.8	8.0	5.5	4.0	3.2	2.8		
10	-15	5	5.5	5.1	3.9	3.1	2.7	2.5	
		30	5.7	5.3	4.0	3.2	2.9	2.7	
		50	6.1	5.7	4.4	3.6	3.2	3.1	

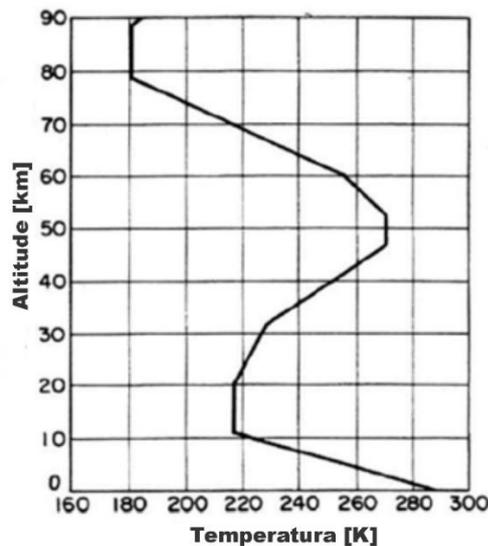
  

Air Space Thickness, mm	Air Space Temp., °C	Air Temp. Diff., K	Air Space Coefficient $h_a$ , W/(m <sup>2</sup> ·K)						
			Effective Emissivity $\epsilon_{s,e}$						
			0.82	0.72	0.40	0.20	0.10	0.05	
10	0	5	6.2	5.7	4.3	3.3	2.9	2.6	
		30	6.3	5.8	4.4	3.4	3.0	2.7	
		50	6.6	6.1	4.6	3.7	3.2	3.0	
		10	5	6.7	6.2	4.6	3.5	3.0	2.8
			30	6.8	6.3	4.6	3.6	3.1	2.8
			50	7.0	6.5	4.8	3.8	3.2	3.0
	30	5	7.8	7.2	5.2	3.9	3.3	3.0	
		30	7.9	7.2	5.2	4.0	3.3	3.0	
		50	8.0	7.3	5.3	4.0	3.4	3.1	
	50	5	9.1	8.3	5.9	4.3	3.6	3.2	
		30	9.1	8.4	5.9	4.4	3.6	3.2	
		50	9.2	8.4	6.0	4.4	3.6	3.3	
	7	-15	<50	6.5	6.1	4.9	4.1	3.7	3.5
			0	7.3	6.8	5.3	4.4	3.9	3.7
			10	7.8	7.3	5.6	4.6	4.1	3.8
		30	<50	9.0	8.4	6.3	5.1	4.4	4.1
			0	10.3	9.5	7.1	5.6	4.8	4.4
			50	10.3	9.5	7.1	5.6	4.8	4.4
	6	-15	<50	7.1	6.7	5.4	4.6	4.2	4.0
			0	7.9	7.4	5.9	5.0	4.5	4.3
			10	8.4	7.9	6.2	5.2	4.7	4.4
		30	<50	9.6	9.0	7.0	5.7	5.1	4.7
			0	11.0	10.2	7.8	6.2	5.5	5.1
			50	11.0	10.2	7.8	6.2	5.5	5.1
5	-15	<50	7.8	7.4	6.2	5.4	5.0	4.8	
		0	8.7	8.2	6.7	5.8	5.3	5.1	
		10	9.2	8.7	7.1	6.0	5.5	5.2	
	30	<50	10.5	9.9	7.8	6.6	5.9	5.6	
		0	11.9	11.2	8.7	7.2	6.4	6.0	
		50	11.9	11.2	8.7	7.2	6.4	6.0	

Fonte: ASHRAE Handbook (2021).

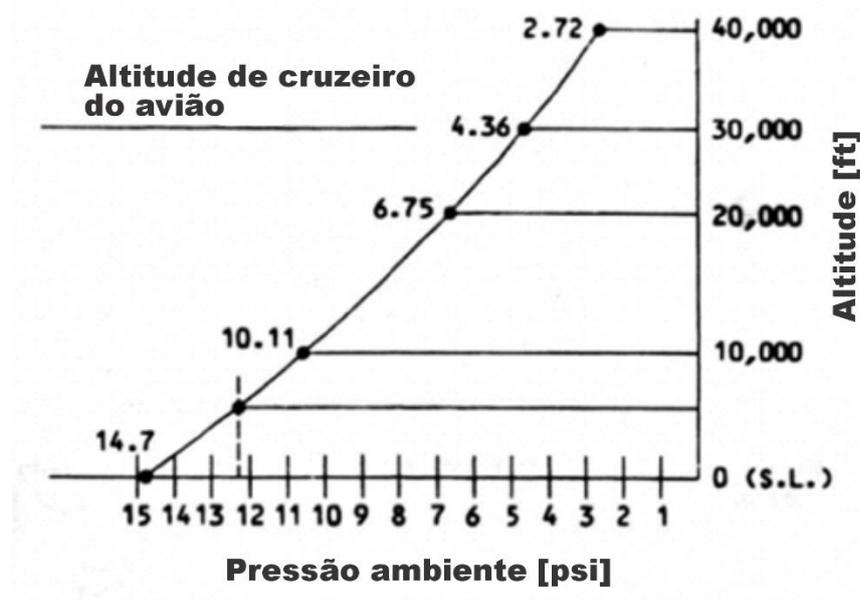
Para estabelecer às condições atmosféricas em que a aeronave estaria sujeita, considerou-se a aeronave operando em condições típicas de voo de cruzeiro (40000 pés ou 12,2 km). Para esta altitude, utilizando a Figura 19 e a Figura 20, foi possível encontrar a temperatura de 218 K ou – 55°C e a pressão de 2,72 psi ou 0,185 atm.

Figura 19 – Variação da temperatura atmosférica com a altitude.



Fonte: Adaptado Zaparoli & Andrade (2008).

Figura 20 – Pressão atmosférica por altitude.



Fonte: Adaptado Zaparoli & Andrade (2008).

Para a temperatura interna da cabine, foi considerada a temperatura ideal do projeto que seria de 23 °C. Por outro lado, para o cálculo da pressão no interior da cabine, considerou-se a capacidade de pressurização, diferença entre a pressão interna e externa, que para o Phenom 300 possui um valor de 9,4 psi. A uma altitude de cruzeiro de 40000 pés, essa pressurização implica em uma pressão interna da cabine de 83554 Pa.

Outros dados, como as espessuras das cascas plásticas e metálicas foram utilizados com base em medidas aproximadas, devido a não se ter encontrado tais especificações na literatura. A condutividade térmica se obteve por meio da tabela de condutividade térmica do Çengel (2002), considerando o metal como alumínio e o plástico como polieterimida (PEI). A Tabela 4 apresenta os valores dos parâmetros geométricos e das propriedades termofísicas empregados para a determinação da carga térmica, cujo valor obtido foi de 5767 W.

Tabela 4 – Parâmetros utilizados para cálculo da carga térmica.

Parâmetro	Valor
Raio interno [m]	1,50
Raio externo [m]	1,55
Comprimento da aeronave [m]	7,00
Espessura casca plástica [m]	0,002
Condutividade térmica plástico [W/(mK)]	0,22
Espessura casca metálica [m]	0,0015
Condutividade térmica metal [W/(mK)]	237
Coefficiente de convecção interno [W/(m <sup>2</sup> K)]	6,0
Coefficiente de convecção entre placas [W/(m <sup>2</sup> K)]	7,8
Coefficiente de convecção externo [W/(m <sup>2</sup> K)]	320
Temperatura ambiente dentro da cabine [°C]	23
Temperatura ambiente fora da aeronave [°C]	-55
Pressão interna cabine [Pa]	83554
Pressão externa cabine [Pa]	18750
Carga Térmica [W]	5767

Fonte: Autor (2022)

De acordo com dados da Unitron (2021), para aeronaves de tamanhos similares ao Phenom, como Citations, King Airs e Hawkers, o valor da carga térmica dessas aeronaves variam entre 21000 a 24000 BTU/h. Assim, o valor de 5767 W, aproximadamente 19700 BTU/h, encontrado pela execução do modelo matemático se mostra condizente, pois se apresenta próximo a essa faixa de valores.

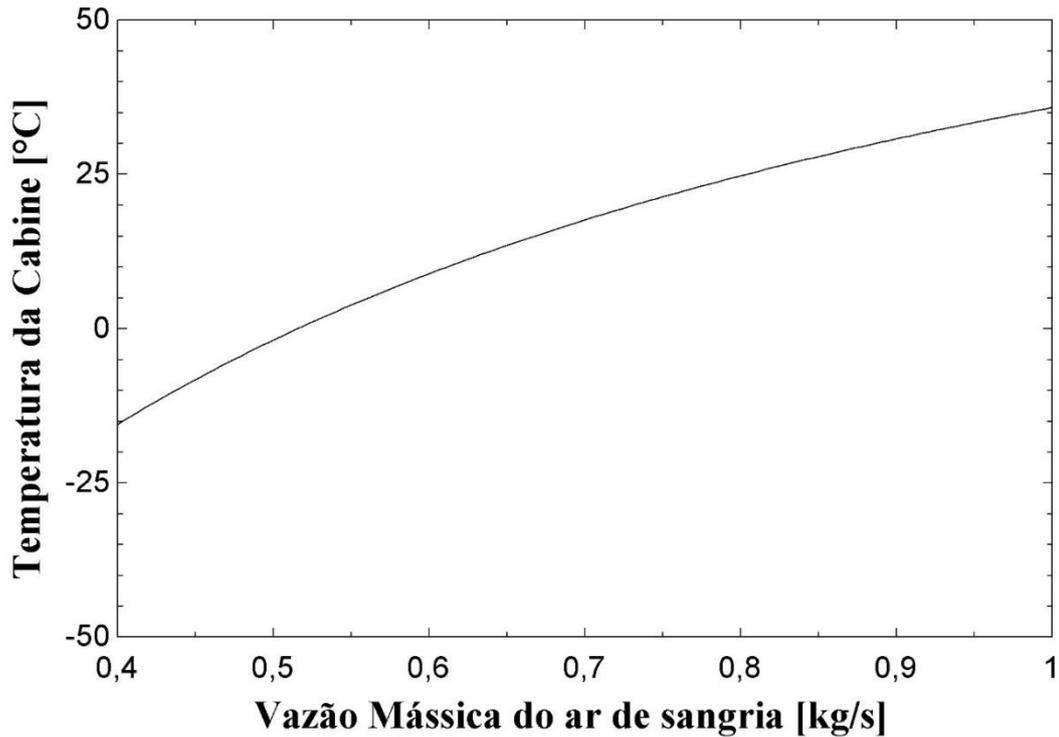
## 4.2. ANÁLISE DO EFEITO DE PARÂMETROS

### 4.2.1. Vazão mássica do ar de sangria

Para quantificar a influência do ar de sangria sobre a temperatura da cabine, variou-se o valor da vazão mássica do ar de sangria mantendo fixos os demais parâmetros. Por a vazão mássica do ar de sangria ser regulada por uma válvula que controla o quanto de ar advindo do compressor do motor turbofan passará para o sistema de condicionamento de ar, decidiu-se por variar a vazão mássica entre 0,04 e 1 kg/s. Esse valor está de acordo para análise e não implicará em uma redução da performance do impulso do motor, pois de acordo com o manual do motor PW535E, utilizado pelo Phenom 300, o ar de sangria não pode ultrapassar 3% do valor da vazão mássica total que é cerca de 75 lb/s ou 34 kg/s. Assim, o ar de sangria não pode ultrapassar o

valor de 1,02 kg/s, que corresponde a 3% de 34 kg/s. Os resultados dessa análise podem ser vistos na Figura 21.

Figura 21 – Influência da vazão mássica do ar de sangria na temperatura da cabine.



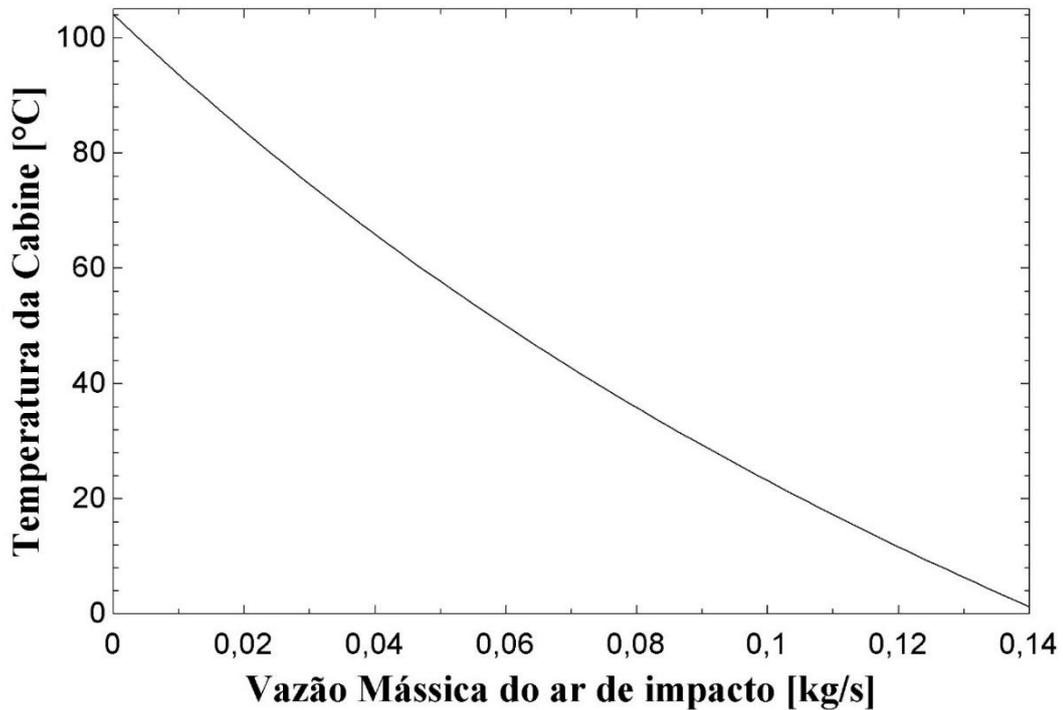
Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 21, observa-se que à medida que a vazão mássica de sangria aumenta a temperatura da cabine também aumenta. Esse resultado se mostra condizente, tendo em vista que mais ar quente será inserido no trocador de calor e refletirá como consequência no ar de saída. Além disso, é possível notar que esse aumento não ocorre de forma linear, mas que para o intervalo entre 0,8 e 1,0 a análise pode ser tratada basicamente como tal.

#### 4.2.2. Vazão mássica do ar de impacto

Outro parâmetro importante para o sistema de condicionamento de ar aeronáutico é a vazão mássica do ar de impacto, que é utilizado para resfriar o ar de sangria. Para analisar a influência desse parâmetro sobre a temperatura da cabine, decidiu-se por variar a vazão mássica de 0 a 0,14 kg/s. O resultado pode ser observado pela Figura 22.

Figura 22 – Influência da vazão mássica do ar de impacto na temperatura da cabine



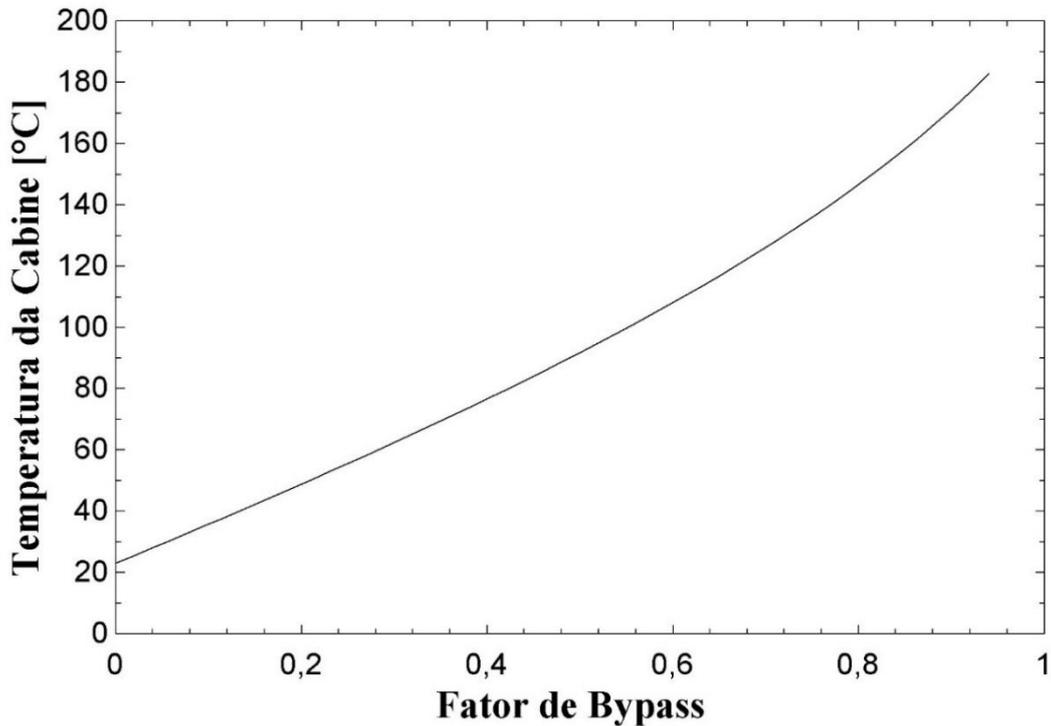
Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 22 é possível notar que à medida que a vazão de ar de impacto aumenta a temperatura da cabine diminui. Tal comportamento está condizente, uma vez que o ar de impacto é o responsável pela fonte fria do trocador de calor, ou seja, uma maior vazão implica em uma maior redução da temperatura da fonte quente. Assim, como esperado, a temperatura de saída do sistema de condicionamento de ar é menor e por consequência a temperatura da cabine também. Além disso, é possível notar que esse parâmetro apresenta uma forte influência sobre a temperatura da cabine, uma vez que ao variar a vazão do ar de impacto de 0 a 0,14 kg/s se tem como efeito uma diferença na temperatura da cabine da ordem de 100 °C.

#### 4.2.3. Fator de Bypass

Para analisar a influência do fator de bypass sobre a temperatura da cabine, decidiu-se por variar o fator de bypass de 0 a 1 e manter os outros parâmetros fixos. O aumento do fator de bypass implica em uma maior abertura da válvula de bypass, aumentando assim a vazão mássica de ar de sangria que é desviada do trocador de calor ( $m_{b_1}$ ). O resultado dessa análise pode ser visto pela Figura 23.

Figura 23 – Influência do fator de bypass na temperatura da cabine.



Fonte: Autor (2022).

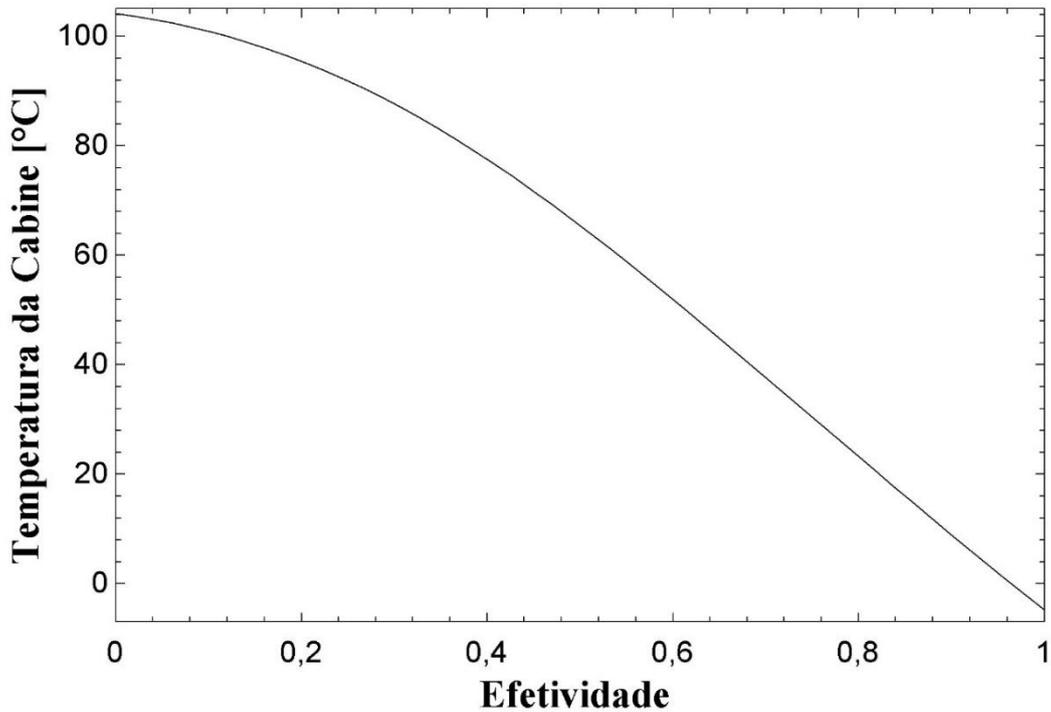
Pela Figura 23, é possível notar que o fator de Bypass apresenta uma grande influência sobre a temperatura no interior da cabine, uma vez que ao variar o fator de bypass de 0,2 a 0,4 implica em uma diferença de temperatura da cabine na ordem de 30 °C. Além disso, observa-se que à medida que esse fator aumenta a temperatura da cabine também aumenta. Esse resultado é esperado, pois um maior fator de Bypass implica em uma maior quantidade de ar que passa pela válvula de bypass e uma menor quantidade passando pelo trocador de calor, o que implica em uma maior temperatura de saída. Destaca-se que em aplicações reais, o fator de bypass é geralmente empregado para ajustar a temperatura da cabine quando a temperatura do ar que sai da turbina está abaixo do valor desejado.

#### 4.2.4. Efetividade do trocador de calor

A efetividade de um trocador de calor é um importante parâmetro na etapa de projeto do sistema de condicionamento de ar e é o responsável por mensurar o quanto o trocador de calor real está se aproximando da máxima transferência de calor possível, que seria atingida quando a corrente de ar que sai do trocador de calor apresentasse a mesma temperatura do ar

de impacto. Para analisar a influência da efetividade na temperatura da cabine, variou-se esse parâmetro de 0 até 1. O resultado é mostrado na Figura 24.

Figura 24 – Influência da efetividade na temperatura da cabine.



Fonte: Autor (2022).

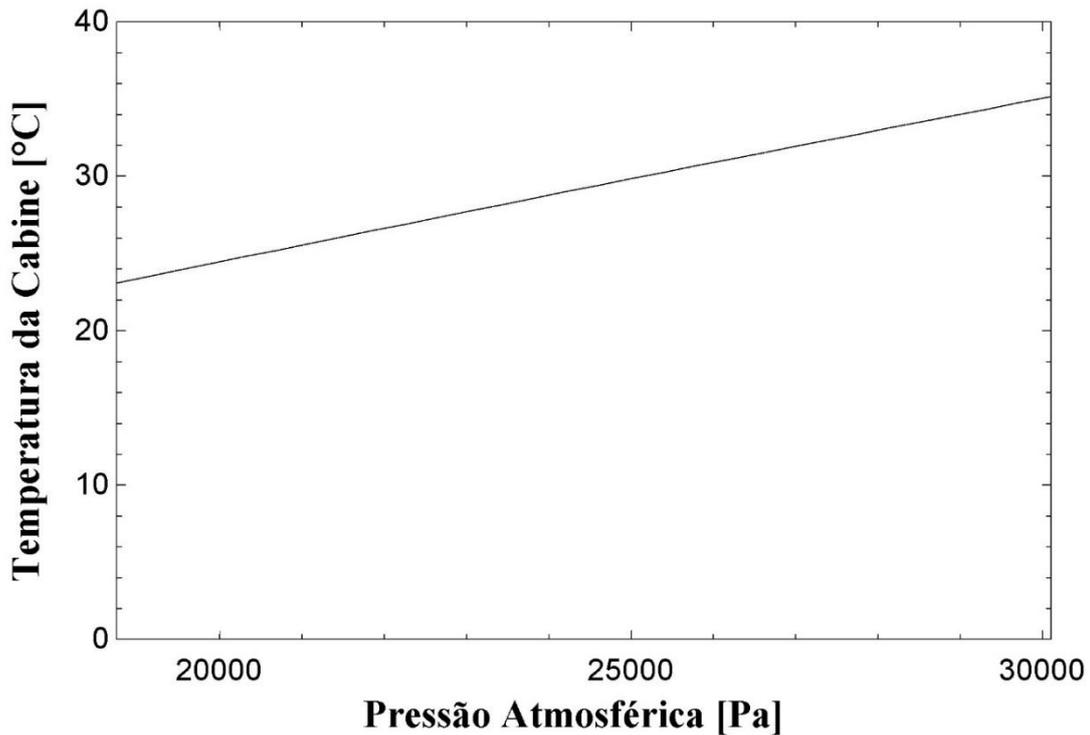
Pela Figura 24 observa-se que quanto maior a efetividade menor a temperatura da cabine. Esse comportamento está condizente, uma vez que ao aumentar a efetividade do trocador de calor significa que o ar de sangria terá uma maior transferência de calor com o ar de impacto e por consequência reduzirá a temperatura do ar insuflado dentro da cabine. Pelo gráfico, pode-se notar que o intervalo de 0,4 a 1,0 pode ser tratado aproximadamente como linear e que uma variação de 0,6 a 0,8 na efetividade apresenta uma variação na ordem de 30 °C na temperatura da cabine.

#### 4.2.5. Pressão atmosférica

A análise da influência da pressão atmosférica sobre a temperatura da cabine foi mensurada variando a pressão atmosférica de 2,92 psi (18754 Pa) a 4,36 psi (30061 Pa), pois

de acordo com Zaparoli & Andrade (2008), essas são as pressões atmosféricas do ar a altitudes de 40000 a 30000 pés, faixa de altitude que compreende um voo de cruzeiro. O resultado dessa análise pode ser observado pela Figura 25.

Figura 25 – Influência da pressão atmosférica na temperatura da cabine.



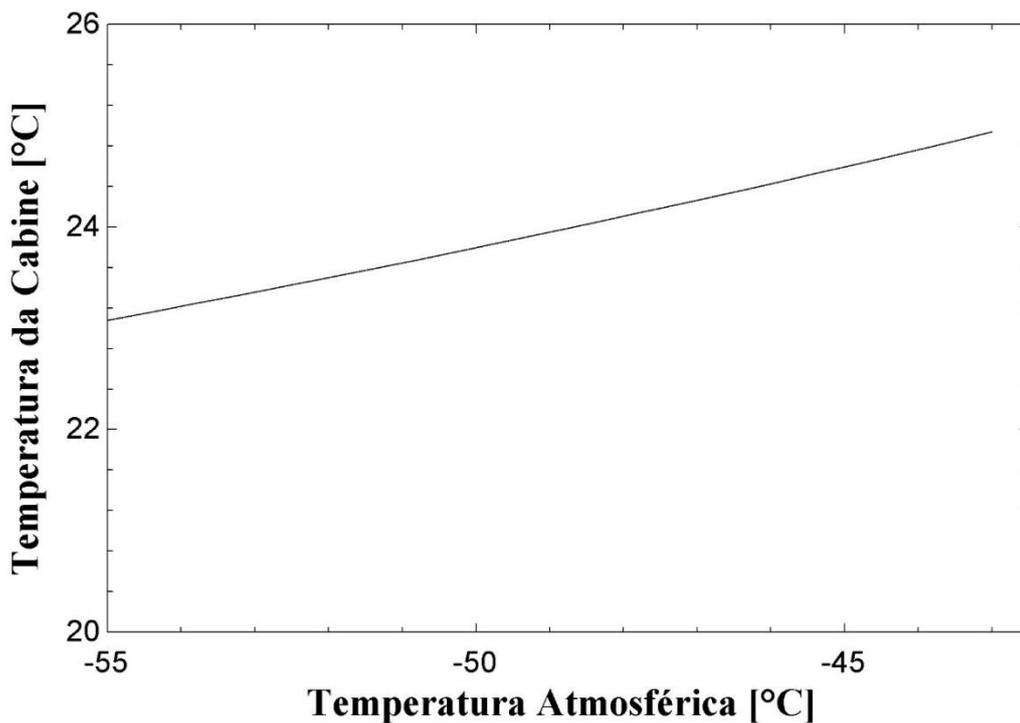
Fonte: Autor (2022).

Pela figura 25, pode-se observar que à medida que a pressão atmosférica aumenta a temperatura da cabine também aumenta. Com isso, é possível observar que à medida que a aeronave sobe, diminui a pressão, se torna cada vez mais fácil diminuir a temperatura da cabine. Está condizente, pois uma maior pressão atmosférica implica por consequência em uma maior pressão interna do avião, visto que a pressurização do Phenom 300 é de 9,4 psi. Ou seja, ao aumentar a pressão externa, aumenta a pressão interna e ao se aumentar a pressão com os outros parâmetros fixos ocorre aumento da temperatura. No entanto, pode-se observar que esse parâmetro tem uma leve influência na temperatura da cabine, pois uma variação de 10000 Pa na pressão atmosférica implica em uma variação de cerca de 10 °C na temperatura da cabine.

#### 4.2.6. Temperatura atmosférica

Para a análise da influência da temperatura atmosférica sobre a temperatura da cabine, variou-se a temperatura atmosférica entre os valores de  $-43$  a  $-55$  °C, valores esses que correspondem as temperaturas em altitudes de cruzeiro de 30000 a 40000 pés, respectivamente. O resultado dessa análise está apresentada na Figura 26.

Figura 26 – Influência da temperatura atmosférica na temperatura da cabine



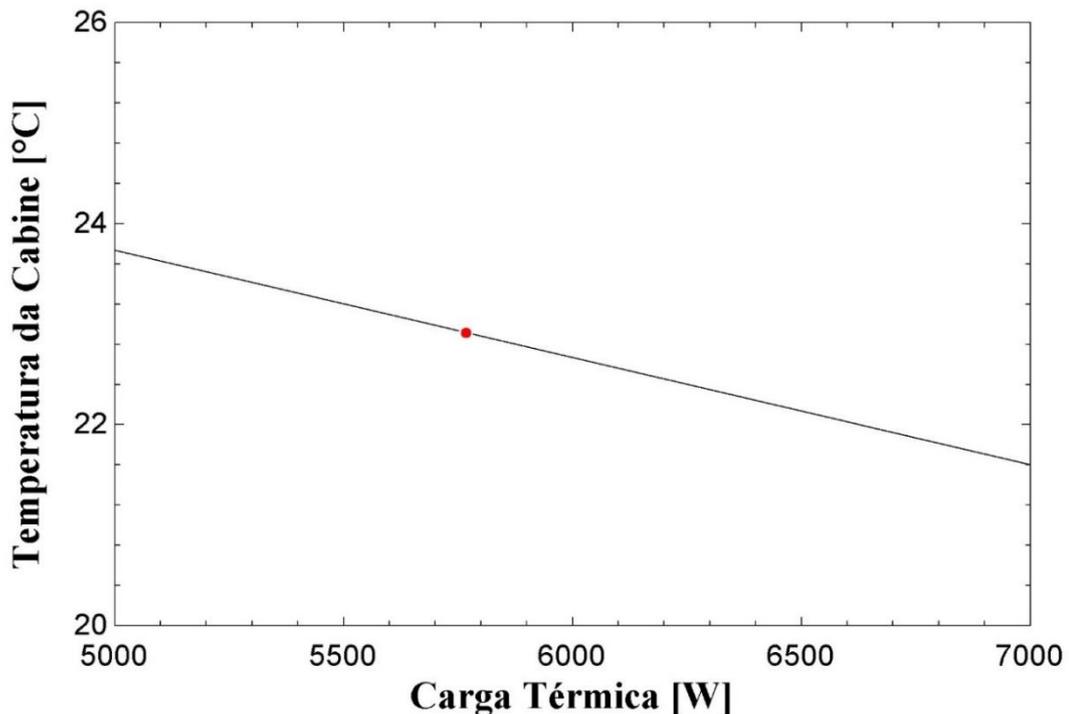
Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 26, é possível notar que à medida que a temperatura atmosférica aumenta, a temperatura da cabine também aumenta. Esse resultado está condizente, pois era esperado que com uma maior temperatura externa atmosférica, menos calor seria perdido para o ambiente e mais fácil seria aumentar a temperatura da cabine para as mesmas condições de operação. Ou seja, a medida que a aeronave sobe e vai se aproximando da altitude de cruzeiro do projeto de 40000 pés, cada vez se torna mais difícil esquentar a aeronave, devido à baixa temperatura externa atmosférica de  $-55$ °C. Além disso, observa-se que esse parâmetro não apresenta uma forte influência sobre a temperatura da cabine, pois uma diferença de  $10$  °C na temperatura atmosférica varia cerca de  $1$  °C na temperatura da cabine.

#### 4.2.7. Carga térmica

Foi explicado que a carga térmica tem um papel fundamental na troca de calor e para o modelamento do sistema de condicionamento de ar. Dada essa importância, decidiu-se analisar a influência da carga térmica sobre a temperatura da cabine, mesmo a carga térmica do projeto já tendo sido quantificada e por depender de especificações físicas da aeronave que não possibilita uma fácil alteração. Para mensurar essa análise, decidiu-se variar a carga térmica entre 5000 e 7000 W e observar seu comportamento que pode ser visto na Figura 27.

Figura 27 – Influência da carga térmica na temperatura da cabine.



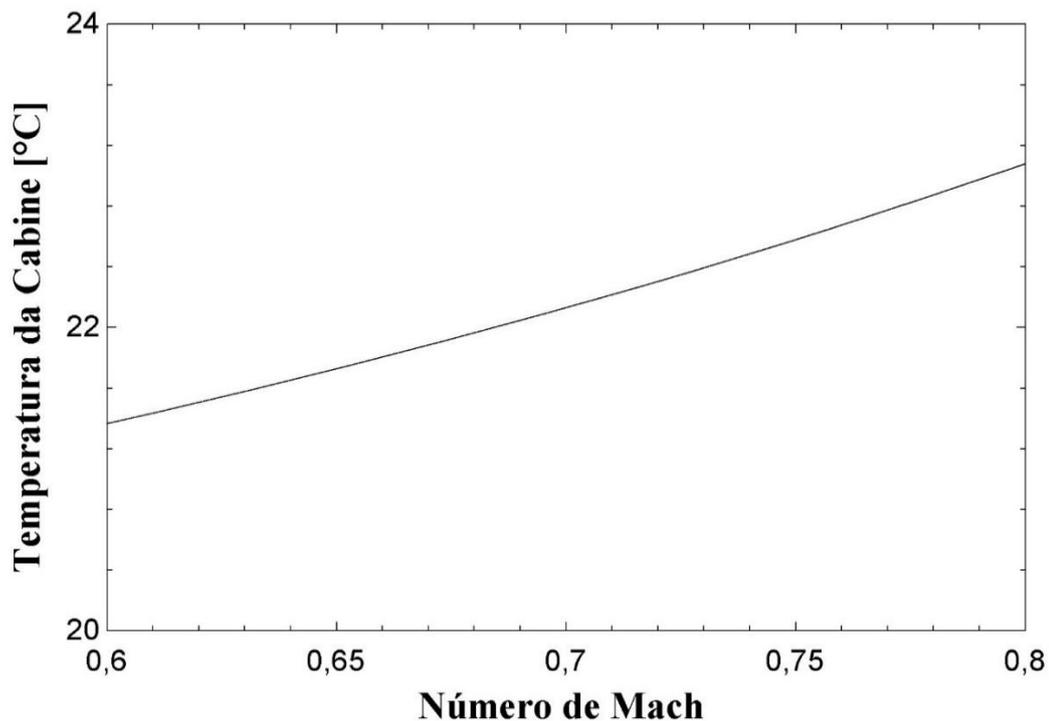
Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 27, pode-se observar que um aumento da carga térmica implica em uma diminuição da temperatura da cabine. Tal comportamento visto no gráfico está condizente, pois uma maior carga térmica perdida da aeronave para o ambiente externo implica em uma maior dificuldade em aquecer a cabine e por consequência uma menor temperatura no interior do avião. Além disso, é possível notar que esse parâmetro não apresenta forte influência na temperatura da cabine, uma vez que ao variar a carga térmica perdida de 5000 a 7000 W implica em uma alteração na temperatura da cabine de cerca de 2 °C.

#### 4.2.8. Número de Mach

A velocidade de um avião em cruzeiro pode ser dada com base no número de Mach. Para analisar a influência desse parâmetro sobre a temperatura da cabine, variou-se o número de Mach entre 0,6 e 0,8, considerando o Mach de 0,8 ideal para um voo de cruzeiro. A influência da velocidade da aeronave sobre a temperatura da cabine pode ser vista na Figura 28.

Figura 28 – Influência do número de Mach na temperatura da cabine.



Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 28, pode-se notar que o aumento do número de Mach implica em um aumento da temperatura da cabine. O gráfico está condizente, pois uma maior velocidade da aeronave implica em uma maior temperatura do ar de impacto, que por consequência implica em uma menor redução da temperatura do ar de sangria pelo trocador de calor e uma maior temperatura insuflada na cabine. Para exemplo de classificação, a temperatura do ar de impacto para um Mach de 0,6 é de  $-40\text{ °C}$  e para um Mach de 0,8 é de  $-27\text{ °C}$ . Além disso, observa-se que a velocidade da aeronave apresenta pouca influência sobre a temperatura da cabine, uma vez que a diferença na temperatura da cabine para a variação do número de Mach entre 0,6 e 0,8 é de apenas  $2\text{ °C}$ .

#### 4.3. CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO E REQUISITOS DE PROJETO

Após terem sido realizadas diferentes análises referentes aos efeitos dos diferentes parâmetros sobre a temperatura da cabine da aeronave, fez-se a avaliação da combinação necessária para tais parâmetros de tal forma que o sistema de condicionamento de ar atendesse determinadas especificações de projeto. As condições de projeto foram definidas com base nas condições de operação de uma aeronave em cruzeiro e de especificações próprias da aeronave modelo, Phenom 300, tais especificações podem ser observadas pela Tabela 5.

Tabela 5 – Condições de projeto.

Parâmetro	Valor
Vazão mássica do ar de sangria	Valor máximo de 1,02 kg/s
Vazão mássica do ar de impacto	Valor máximo de 0,15 kg/s
Fator de Bypass	$0 < f_{BP} < 1$
Efetividade	Variando entre 0,6 e 0,8
Temperatura da cabine	Variando entre 18 e 30 °C
Pressão da cabine	83554 Pa
Temperatura atmosférica	- 55°C
Pressão atmosférica	18750 Pa
Carga térmica	Variando entre 5398 e 6285 W

Fonte: Autor (2022)

A maioria das aeronaves comerciais e executivas, assim como a aeronave do projeto, possuem condições de operação em que a temperatura da cabine varia de 18 a 30 °C. Assim, fez-se simulações que encontrassem as combinações de parâmetros operacionais que atendessem a essa faixa de temperatura. Primeiramente, variou-se os parâmetros de fator de bypass e efetividade, mantendo o valor da vazão de ar de impacto constante, com o intuito de analisar o intervalo de vazão mássica de ar de sangria ( $\Delta m_b$ ) que possibilitaria uma temperatura da cabine entre 18 e 30 °C. O resultado dessa análise, pode ser observado pela Tabela 6.

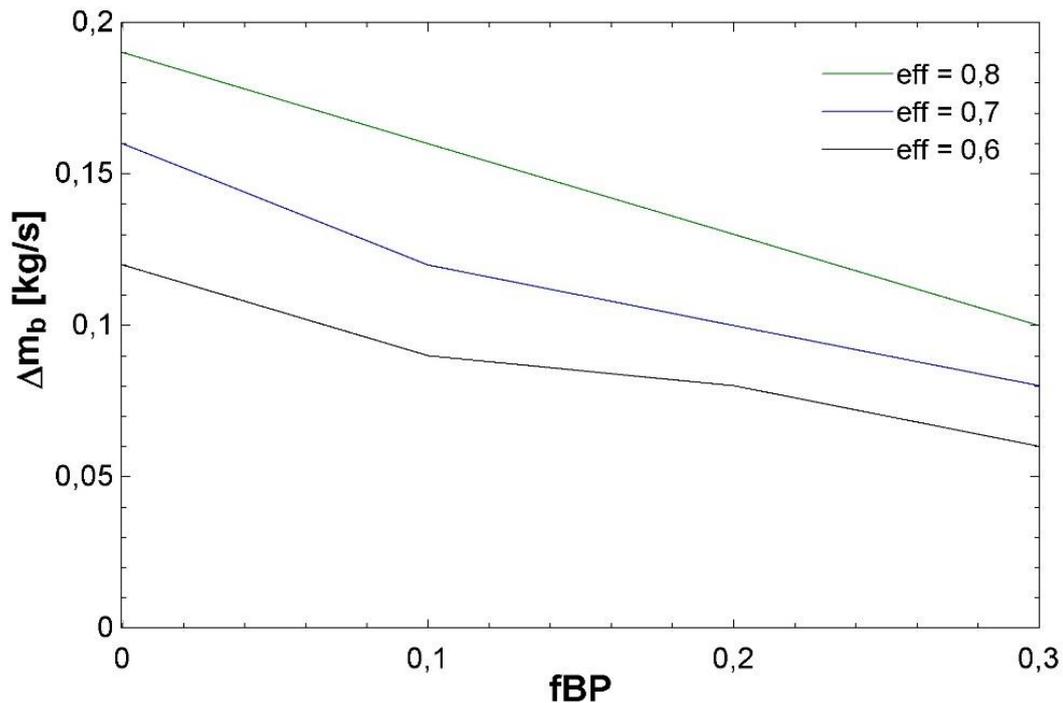
Tabela 6 – Intervalo de vazão mássica de ar de sangria que atende a faixa de temperatura.

$m_a$ [kg/s]	$f_{BP}$	$\Delta m_b$ (eff = 0,6) [kg/s]	$\Delta m_b$ (eff = 0,7) [kg/s]	$\Delta m_b$ (eff = 0,8) [kg/s]
0,1	0	0,59 – 0,71	0,75 – 0,91	0,96 – 1,15
0,1	0,1	0,51 – 0,60	0,63 – 0,75	0,78 – 0,94
0,1	0,2	0,43 – 0,51	0,53 – 0,63	0,64 – 0,77
0,1	0,3	0,36 – 0,42	0,43 – 0,51	0,51 – 0,61

Fonte: Autor (2022).

A Tabela 6 mostra que à medida que o fator de bypass aumenta o intervalo de vazão mássica de ar de sangria que satisfaz a faixa de temperatura da cabine desejada diminui. Esse comportamento pode ser melhor visualizado pela Figura 29, onde se faz uma relação entre o intervalo da vazão mássica de ar sangria com o fator de bypass.

Figura 29 – Intervalo da vazão mássica do ar de sangria x fator de bypass.



Fonte: Autor (2022).

Pela Figura 29, observa-se que para as três condições de efetividade ao aumentar o fator de bypass o  $\Delta m_b$  diminui. Um exemplo que comprova esse comportamento pode-se notar ao analisar a linha verde, efetividade 0,8, em que apresenta um  $\Delta m_b$  de 0,19 para um fator de bypass de 0 e um  $\Delta m_b$  de 0,1 para um fator de bypass de 0,3.

Por outro lado, nota-se que a medida que a efetividade aumenta o intervalo de vazão mássica de ar de sangria que atende a faixa de temperatura desejada aumenta, tal fato pode ser observado ao se analisar as três linhas de efetividade da Figura 29. Nesse contexto, mantendo-se um fator de bypass fixo, como por exemplo para um fator de bypass igual a 0,1, ao analisar as linhas de efetividade observa-se que a medida que se vai migrando da linha preta ( $eff=0,6$ ), para a linha azul ( $eff=0,7$ ), para a linha verde ( $eff=0,8$ ) o intervalo de vazão de bypass aumenta de 0,09, para 0,12 e para 0,15 kg/s, respectivamente.

Assim, observa-se que quanto menor a efetividade e maior o fator de Bypass, menor será o intervalo da vazão mássica do ar de sangria. Analisando a Figura 29, observa-se que ela vai de acordo e corrobora com tal afirmação, pois nota-se que o menor intervalo de vazão mássica do ar de sangria, cujo valor é 0,06 kg/s, é encontrado para a condição de efetividade de 0,6 com fator de bypass de 0,3. Além disso, vale destacar que um menor intervalo da vazão mássica de ar de sangria implica em uma maior influência da vazão de sangria sobre a temperatura da cabine, uma vez que nessas condições uma pequena variação na vazão mássica de ar de sangria causaria uma maior alteração na temperatura da cabine.

Havendo sido analisado como se comporta a vazão mássica do ar de sangria diante da variação de diferentes parâmetros, modelou-se o sistema a fim de chegar na condição ideal de conforto térmico. Para isso, considerou-se o estudo de Haghghat (1999), em que fez uma medição do conforto termico e qualidade do ar presente em 43 voos comerciais, o qual chegou que a temperatura média de voo da cabine era entre 21 a 24 °C, com pressão mínima da cabine em torno de 0,8 bar ( 80 kPa).

Uma análise detalhada de conforto térmico não é o escopo desse trabalho, tendo em vista que leva em consideração muitos parâmetros como velocidade do ar, concentração de carbono, umidade relativa, temperatura do ar entre outros. Sendo assim, levando em consideração a faixa de temperatura média e a pressão mínima da cabine apresentada, foi definido que para a análise do projeto as condições ideias de temperatura e pressão na cabine para atingir o conforto térmico seriam de 23 °C e 83544 Pa, respectivamente.

Conforme observado na Tabela 6, a variação da efetividade influencia na temperatura da cabine e na vazão mássica do ar de sangria. Porém a efetividade de um trocador de calor não é um parâmetro que se consiga modificar durante o voo, somente na condição de projeto do sistema de condicionamento de ar, dessa forma considerou-se para as condições de projeto a efetividade com um valor fixo e igual a 0,8. Assim, estando definidas as condições de temperatura e pressão desejadas dentro da cabine, as condições atmosféricas apresentadas na Tabela 5 e o valor da efetividade utilizado no trocador de calor, pode-se definir a temperatura de insuflamento da cabine.

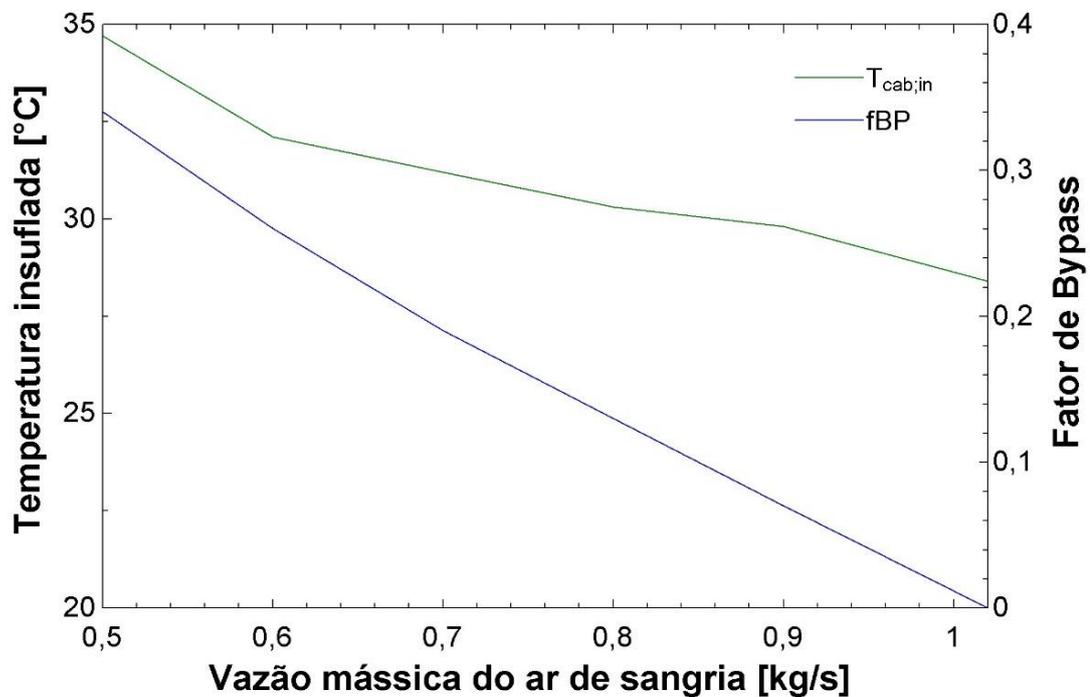
Nesse contexto, para essa análise, com as condições atmosféricas e da cabine encontrou-se a carga térmica de 5767 W e optou-se por manter a vazão mássica do ar de impacto constante com o valor de 0,1 kg/s. A Tabela 7 e a Figura 30 apresentam como a temperatura de insuflamento ( $T_{cab_{in}}$ ) e o fator de bypass ( $f_{BP}$ ) respondem a uma variação da vazão mássica de ar de sangria ( $m_b$ ), com o intuito de manter a temperatura da cabine constante em 23 °C.

Tabela 7 – Opções de simulações que atendem os requisitos da cabine.

Configuração	$m_b$ [kg/s]	$eff$	$T_{cab}$ [°C]	$T_{cab,in}$ [°C]	$f_{BP}$
1	0,5	0,8	23	34,7	0,34
2	0,6	0,8	23	32,1	0,26
3	0,7	0,8	23	31,2	0,19
4	0,8	0,8	23	30,3	0,13
5	0,9	0,8	23	29,8	0,07
6	1,02	0,8	23	28,4	0,00

Fonte: Autor (2022).

Figura 30 – Relação entre temperatura de insuflamento, fator de bypass e vazão mássica do ar de sangria.



Fonte: Autor (2022).

Pela Tabela 7, observa-se que a medida que se aumenta a vazão mássica de ar de sangria ( $m_b$ ) se torna necessário reduzir a temperatura de insuflamento para manter a temperatura da cabine constante. Esse comportamento pode ser explicado pela Equação 31, que mostra que para uma condição de aquecimento com carga térmica constante, o aumento da vazão mássica do ar de sangria deve ser compensado por uma redução na temperatura de insuflamento para manter-se fixa a temperatura da cabine. Nesse contexto, vale salientar que a temperatura de

insuflamento do ar se apresentou maior que a temperatura da cabine, pois a carga térmica obtida pelo modelo resulta em uma condição de aquecimento da aeronave.

Além disso, a Tabela 7 mostra que ao aumentar a vazão mássica de ar de sangria se reduz o fator de bypass para manter uma mesma temperatura da cabine. Esse comportamento é esperado e pode ser visualizado pela Figura 30, que para um fator de bypass de 0,3 apresenta uma vazão de ar de sangria de aproximadamente 0,55 kg/s e para um fator de bypass de 0,1 o valor da vazão mássica de ar de sangria é de aproximadamente 0,87 kg/s.

Outra consideração importante a ser feita e que pode ser observada pela Tabela 7, é que a menor temperatura de insuflamento (28,4 °C) se encontra para o menor fator de bypass (0). Esse resultado pode ser explicado pelo balanço de massa e energia da Equação 18, pois um fator de bypass nulo significa que a válvula controladora está fechada e que toda a vazão mássica do ar de sangria passa pela turbina, a qual apresenta uma temperatura de saída abaixo da temperatura de saída da válvula controladora, como pode ser observada pela Figura 30, o que por consequência implica em uma menor temperatura insuflada na cabine.

Por fim, essa análise feita de como a vazão mássica de ar de sangria se relaciona com o fator de bypass e temperatura de insuflamento é importante pois a vazão de sangria não é fixa durante todas as etapas do voo. Por exemplo, na decolagem o motor turbofan opera em potência máxima, sendo reduzida a vazão de sangria disponível para o sistema de condicionamento de ar. Assim, pela Figura 30 é possível verificar como se pode compensar essa diferença de vazão mássica de ar de sangria alterando-se o fator de bypass e como essa alteração influenciaria a temperatura de insuflamento da cabine. Além disso, nota-se que ambos os parâmetros temperatura de insuflamento e fator de bypass reduzem ao aumentar a vazão mássica de ar de sangria e que uma redução do fator de bypass em 0,34 implica em uma redução na temperatura de insuflamento de aproximadamente 6 °C para a condição analisada..

## 5. CONCLUSÕES

Nesse trabalho foi desenvolvido um estudo do sistema de climatização utilizado em aeronaves executivas durante voos de cruzeiro, que viabiliza o conforto térmico dos passageiros durante voos em elevadas altitudes. Com o intuito de compreender como esse sistema atua, este trabalho teve como objetivo desenvolver um modelo computacional do sistema de condicionamento de ar aeronáutico ciclo simples em que permitisse verificar como diferentes parâmetros operacionais e ambientais impactariam as condições de ar no interior da cabine.

Para o desenvolvimento desse modelo computacional, adotou-se que o sistema seria subdividido em motor turbofan, sistema de sangria e ciclo de ar-condicionado composto por um ciclo a ar simples. Utilizando os fundamentos da termodinâmica, transferência de calor e mecânica dos fluidos, modelou-se cada um dos componentes utilizando o programa computacional EES. O modelo matemático foi validado com dados de Gallo (2011), apresentando diferença na ordem de  $1,8^{\circ}\text{C}$  para a temperatura de insuflamento.

Com a modelagem do sistema de condicionamento de ar implementada, foram empregadas condições típicas de voo de cruzeiro para a realização das simulações. Para isso, adotou-se que a aeronave voaria em altitude de 40.000 pés (12.192 m) e com Mach 0,8, por considerar que essa altitude e velocidade possibilitariam economia de combustível, menor tráfego aéreo e condições meteorológicas que proporcionassem voos menos turbulentos. Para tal altitude, as condições atmosféricas do ar foram de  $-55^{\circ}\text{C}$  e uma pressão de 2,72 psi (18750 Pa), que representa uma pressão atmosférica com valores 80% menores que ao nível do mar.

Além disso, com o intuito de selecionar uma aeronave executiva que cumprisse com os objetivos do projeto, selecionou-se o Phenom 300 como aeronave padrão do projeto, por essa aeronave ser considerada o jato leve mais vendido do mundo nos últimos 10 anos. Com o modelo da aeronave selecionado, utilizaram-se as especificações dela como referência para as simulações.

Com as condições atmosféricas e a aeronave modelo definidas, tornou-se possível encontrar a carga térmica do modelo. Para isso, aproximou-se a geometria externa da aeronave como um cilindro, composta por uma dupla casca, em que uma das cascas seria referente a fuselagem metálica externa da aeronave e a outra seria referente a parte plástica no interior da cabine, que trocava calor com o ambiente externo. Após a simulação o valor da carga térmica

seria de 5767 W que é equivalente a aproximadamente 19700 BTU/H, que se mostrou condizente com os valores esperados para uma aeronave executiva.

Adicionalmente, variou-se parâmetros como vazão mássica do ar de sangria, vazão mássica do ar de impacto, fator de bypass, efetividade do trocador de calor, pressão atmosférica, temperatura atmosférica, carga térmica e número de Mach, com o intuito de analisar a influência desses parâmetros sobre a temperatura da cabine. Por essas análises, concluiu-se que os parâmetros que mais influenciavam no sistema de condicionamento de ar foram a vazão mássica do ar de impacto, o fator de bypass e a efetividade, por outro lado os que menos influenciavam eram o número de Mach e a temperatura atmosférica.

Por fim, encontrou-se as condições de operação em que o sistema entregaria o ar da cabine em condições de projeto de 23 °C e a uma pressão de 83544 Pa. Pela Tabela 6, foi possível observar a influência da efetividade e do fator de bypass sobre a vazão mássica do ar de sangria. Além disso, foi possível notar que para uma vazão mássica do ar de impacto de 0,1 kg/s e efetividade do trocador de calor de 0,8, a vazão típica de ar de sangria necessária para fornecer uma temperatura da cabine entre 18 e 30 °C varia entre 0,51 e 1,15 kg/s. Por outro lado, a Tabela 7 apresentou como uma alteração na vazão mássica do ar de sangria pode ser compensada pela abertura ou fechamento da válvula controladora e como essa alteração implicaria na temperatura de insuflamento na cabine. Por essa análise, foi possível verificar que uma redução do fator de bypass em 0,34 implica em uma redução na temperatura de insuflamento de aproximadamente 6 °C

## 5.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Dada a importância do sistema de climatização aeronáutica para a operação de voo de uma aeronave, a seguir estão descritas considerações que poderiam ser implementadas em próximos trabalhos:

- Considerar na análise um outro sistema de ar-condicionado, como o Ciclo Bootstrap;
- Considerar que os processos do compressor e turbina não ocorrem de forma isentrópica;
- Quantificar a recirculação de ar e a carga térmica gerada pelos ocupantes e equipamentos no interior da aeronave;
- Fazer a análise em diferentes fases de voo, como decolagem, cruzeiro e pouso;
- Fazer uma validação mais profunda, utilizando diferentes trabalhos da literatura.

## REFERÊNCIAS

- AEROAFFAIRES. **Phenom 300 private jet hire**. Disponível em: <<https://aeroaffaires.com/private-jet-hire/light-jets/phenom-300/>>. Acesso em: 20 nov. 2021.
- AEROFLAP. **Embraer entrega a 600ª aeronave da série Phenom 300, o jato leve mais vendido do mundo**. Disponível em: <<https://www.aeroflap.com.br/embraer-entrega-a-600a-aeronave-da-serie-phenom-300-o-jato-leve-mais-vendido-do-mundo/>>. Acesso em: 02 dez. 2021.
- AMERICAN SOCIETY OF HEATING, REFRIGERATING AND AIR-CONDITIONING ENGINEERS, INC. **ASHRAE handbook: Fundamentals (SI)**, 2021.
- CELLINE, P. R. **Estudo experimental da influência de sistema de ventilação personalizada instalado na poltrona na dispersão de partículas expiratórias em cabine de aeronave**. 2017. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica de Energia de Fluidos) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2017.
- CHENG, Y. *et al.* Performance degradation assessment for aircraft environmental control system: a method based on visual cognition. **Isa Transactions**, (no prelo) abr. 2020.
- COUTO, A. *et al.* Projeto e construção de um Motor a Reação Didático. **1º Congresso Aeroespacial Brasileiro**, nov. 2018.
- ÇENGEL, Y.A. **Heat Transfer: A Practical Approach**. 2nd Edition. New York: McGraw Hill, 2002.
- DEUTSCHE WELLE. **Fact check: How safe is flying during the COVID pandemic?** Disponível em: <<https://www.dw.com/en/how-safe-is-flying-during-the-covid-pandemic/a-57284835>>. Acesso em: 02 dez. 2021.
- DUNN, S.; WILKINSON, S. M. Increasing the resilience of air traffic networks using a network graph theory approach. **Transportation Research**, v. 90, 39-50, jun. 2016.
- FAROKHI, S., **Aircraft Propulsion**. 2. ed. Chichester: Wiley, 2014.
- GALLO, E. A. **Controle multivariável de sistema de ar condicionado aeronáutico com base no conforto térmico**. 2011. Dissertação (Mestrado em Sistemas Aeroespaciais) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.
- GIORGI, L. **Design of innovative environmental control systems for high-speed commercial aviation**. 2020. Master Thesis of Science in Aerospace Engineering - Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Politecnico di Torino, Torino, 2020.
- HAGHIGHAT, Fariborz. *et al.* Measurement of Thermal Comfort and Indoor Air Quality Aboard 43 Flight on Commercial Airlines. **Indoor Built Environ**, v. 8, p. 58 – 66, jan. 1999.
- HILL, P.; PETERSON, C. **Mechanics and thermodynamics of propulsion**. 2. ed. Massachusetts: Addison-Wesley, 1992.

HÜNECKE, K. **Jet engines: fundamentals of theory, design, and operation**. Osceola: Motorbooks International, 1997.

HUNT, E. H. *et al.* Commercial airliner environmental control system. **Aerospace Medical Association Annual Meeting**, may, 1995.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **ISO 7730: Moderate Thermal environments: Determination of the PMV and PPD indices and specification for conditions for thermal comfort**. Suíça, 1994.

MAGGIORI, P. **Corso di Sistema di Bordo Aerospaziali, Sistemi di Condizionamento e pressurizzazione**. Politecnico di Torino.

MATTINGLY, J. D.; HEISER, W. H.; PRATT, D. T. **Aircraft Engine Design**. 2. ed. Reston: AIAA, 2002.

ROMANI, R; GOÉS, L. Cabin Temperature Control Model for Commercial Aircraft. **AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference**, p. 13-16, ago. 2012.

RUAS, A. C. **Conforto Térmico nos Ambientes de Trabalho**. São Paulo: Fundacentro, 1999.

SANTIAGO, C. E. **Análise paramétrica de máquinas de refrigeração de ciclo a ar para aplicação aeronáutica**. 2009. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.

SILVA, D. D. **Modelagem dinâmica de uma máquina de ar condicionado aeronáutica ciclo simples**. 2010. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2010.

SILVA, P. C. P. **Análise do comportamento térmico de construções não convencionais através de simulação em VisualDOE**. 2006. Tese de mestrado, Universidade do Minho, Portugal, 2006.

THE WORLD BANK. **Air transport, passengers carried**. Disponível em: <<https://data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.PSGR>>. Acesso em: 10 fev. 2021.

UNITRON POWER SYSTEMS. **Aircraft HVAC Systems**. Disponível em: <<https://unitronlp.com/product/hvac/>>. Acesso em: 20 nov. 2021.

WARD, T. A. **Aerospace Propulsion Systems**. Hoboken: Wiley, 2010.

WINGX. **2021 marks busiest year on record for global business jet activity**. Disponível em: <<https://wingx-advance.com/2021-busiest-year-on-record-for-global-business-jet-activity/>>. Acesso em: 20 nov. 2021.

WRIGHT, S. J.; DIXON-HARDY, D. W.; HEGGS, P. J. Aircraft air conditioning heat exchangers and atmospheric fouling. **Thermal Science and Engineering Progress**, v. 7, p. 184-202, set. 2018.

YU, B. F. *et al.* Review of research on air-conditioning systems and indoor air quality control for human health. **International Journal of Refrigeration**, v. 32, p. 3-20, jan. 2009.

ZAPAROLI, E. L.; ANDRADE, C. R. **Sistemas Ambientais Aeronáuticos**. Notas de Aula. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2008.

ZHANG, Z. *et al.* Experimental and numerical investigation of airflow and contaminant transport in an airliner cabin mock-up. **Roomvent**, Helsinki, 2007.