

UNESP

Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

Guaratinguetá

2011



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

MARIA FERNANDA GAYER GUIMARÃES

**ESTUDO DE CARGAS TÉRMICAS DE UMA AERONAVE E
DIMENSIONAMENTO DE UM SISTEMA DE AR CONDICIONADO.**

Guaratinguetá

2011

MARIA FERNANDA GAYER GUIMARÃES

ESTUDO DE CARGAS TÉRMICAS DE UMA AERONAVE E
DIMENSIONAMENTO DE UM SISTEMA DE AR CONDICIONADO.

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Luiz Roberto Carrocci

Guaratinguetá

2011

- G963e Guimarães, Maria Fernanda Gayer
Estudo de cargas térmicas de uma aeronave e dimensionamento de um sistema de ar condicionado / Maria Fernanda Gayer Guimarães – Guaratinguetá : [s.n], 2011.
70 f : il.
Bibliografia: f. 67-68
- Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2011.
Orientador: Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci
1. Aeronaves 2. Carga térmica 3. Refrigeração I. Título
- CDU 629.733



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

ESTUDO DE CARGAS TÉRMICAS DE UMA AERONAVE E
DIMENSIONAMENTO DO SISTEMA DE AR CONDICIONADO

MARIA FERNANDA GAYER GUIMARÃES

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
"GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA"

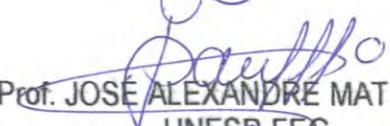
APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MAURO HUGO MATHIAS
Coordenador

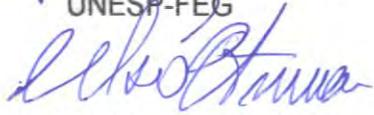
BANCA EXAMINADORA:



Prof. LUIZ ROBERTO CARROCCI
Orientador/UNESP-FEG



Prof. JOSÉ ALEXANDRE MATELLI
UNESP-FEG



Prof. CELSO EDUARDO TUNA
UNESP-FEG

Dezembro de 2011

DADOS CURRICULARES**MARIA FERNANDA GAYER GUIMARÃES**

NASCIMENTO 30.03.1988 – PIRACAIA / SP

FILIAÇÃO Fernando Julio Guimarães

Márcia Barreto Gayer Guimarães

2006/2011 Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista.

Dedicatória

de modo especial, à minha família, que com seu apoio foi a grande incentivadora para que eu terminasse o curso.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, fonte da vida e da graça. Agradeço pela minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos,

aos meus pais *Fernando e Márcia* que sempre incentivaram meus estudos.

às funcionárias da Biblioteca do Campus de Guaratinguetá pela dedicação e presteza,

aos engenheiros Everton Salles e Sabrina Siqueira Barbosa pelo incentivo e principalmente pela vontade de ajudar,

ao meu orientador, *Prof. Luiz Roberto Carrocci* que jamais deixou de me incentivar. Sem a sua orientação, dedicação e auxílio, o estudo aqui apresentado seria praticamente impossível.

RESUMO

Esse trabalho trata da análise de cargas térmicas de uma aeronave modelo assim como o dimensionamento, em termos de vazão e temperatura, do sistema de ar condicionado para a refrigeração e aquecimento do ambiente interno de modo manter o conforto térmico dos ocupantes. Primeiramente são apresentadas técnicas e métodos utilizados para a modelagem das diferentes trocas de calor que ocorrem na aeronave e assim calcular a carga térmica total e então a vazão e a temperatura necessária do sistema para atender os requisitos de conforto térmico. Também são apresentadas técnicas para cálculo de parâmetros básicos, por exemplo, o coeficiente de película e coeficiente global de transferência de calor. O trabalho visa desenvolver um programa, usando uma ferramenta computacional, para automatizar os cálculos de modo que ele facilite esse estudo, o qual poderá ser usado em outras aeronaves alterando apenas os dados específicos do projeto e as respectivas variáveis de controle. Por fim o programa é aplicado em uma aeronave modelo com a finalidade de analisar sua funcionalidade e a influência das variáveis relacionadas ao controle de temperatura. O programa permite analisar a sensibilidade das parcelas da carga térmica total e os respectivos parâmetros de maior influência, assim como o dimensionamento do ar condicionado em termos de vazão e temperatura e foi considerado, apesar das simplificações, uma boa aproximação em relação aos valores reais podendo ser usado no desenvolvimento de outras aeronaves.

PALAVRAS-CHAVES: Aeronave. Carga Térmica. Sistema de Ar Condicionado. Refrigeração. Aquecimento.

ABSTRACT

This work deals with the thermal load study of a fictitious aircraft as well as scaling, in terms of the airflow and temperature of the air conditioning system, for heating and cooling of the its internal environment, aiming the thermal comfort of occupants. The first part is presented the techniques and methods utilized for modeling different heat exchanges that occur in the aircraft and then allowed to calculate the total heat load and the airflow and temperature necessary to comply with the requirements of the thermal comfort. Techniques to determine the basic parameters, as convection coefficient and global coefficient of heat exchange, are also presented. The work aims to develop a program, using a computational tool, to automate the calculations so that facilitate this study. It also allows to be used for other airplanes just changing parameters and the control variables related to the specific project. Finally the program performs calculations for a fictitious airplane, to analyze its functionality and the influence of parameters involved in the temperature controls. The program allowed analyzing the sensitivity of portions of the thermal load and the corresponding parameters of influence, as well as the scaling of the air conditioning in terms of airflow and temperature. It was considered, despite the simplifications, a good approximation to the actual values and then can be used in development of the other airplanes.

KEYWORDS: Aircraft. Thermal load. Air Conditioning System. Heating. Cooling.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Exemplo de escala de altitude da aeronave <i>versus</i> altitude de cabine	22
Figura 2 - Exemplo de algumas temperaturas ISA <i>versus</i> Altitude	25
Figura 3 - Cargas Térmicas envolvidas	28
Figura 4 – Perda de calor sensível do corpo humano em função da temperatura de bulbo seco [SALLES, 2006].....	34
Figura 5 - Aeronave Modelo	41
Figura 6 - Trocas de calor envolvidas na cabine	43
Figura 7 - Envelope Operacional da aeronave considerada	49
Figura 8- Cargas Térmicas envolvidas nas altitudes de zero e 8mil pés.	51
Figura 9 - Altitude <i>versus</i> Temperatura.....	52
Figura 10- Carga Térmica por compartimento da aeronave.....	53
Figura 11 – Temperatura da fuselagem da aeronave nas temperaturas ISA+25 e ISA+35..	53
Figura 12 – Carga térmica transferida pela fuselagem e janelas e carga térmica total a temperatura ISA25 e ISA35.	54
Figura 13 – Temperatura da fuselagem de uma aeronave de cor preta e uma de cor branca	55
Figura 14 – Carga térmica transferida pela fuselagem e janelas - aeronave é branca ou preta	55
Figura 15 – Carga térmica total e através das superfícies quando a aeronave é clara ou escura.....	56
Figura 16 – Vazões dos compartimentos e a total.....	57
Figura 17 – Variação do Mach da aeronave em função da altitude.	58
Figura 18- Cargas Térmicas envolvidas na condição ISA – 15	59
Figura 19 - Cargas Térmicas envolvidas nas altitudes de zero e 8mil pés.	59
Figura 20 – Temperatura de insuflamento de ar em função da altitude	60
Figura 21 – Cargas Térmicas envolvidas na temperatura externa de -50°C em todas as altitudes.....	61
Figura 22 – Temperatura da fuselagem da aeronave em função da altitude	62
Figura 23- Temperatura de insuflamento em função da temperatura.....	63
Figura 24 – Temperatura interna na cabine	63

Figura 25 – Temperatura de insuflamento na cabine	64
Figura 26 - Energia Solar <i>versus</i> altitude – [RENEWABLE RESOURCE DATA CENTER]	69
Figura 27 – Temperaturas externas nas condições ISA+25 e ISA+35	69
Figura 28 - Temperaturas externas nas condições ISA-10 e ISA-15	70

LISTA DE SÍMBOLOS

γ	cp/cv num processo isentrópico, 1,4	
σ	Constante Stephan-Boltzman, $5,668 \cdot 10^{-8}$	[W/m ² .K]
μ_{ar}	Viscosidade dinâmica do ar	[Pa.s]
F_e	Emissividade da superfície da aeronave.	
A_{skin}	Áreas total da superfície externa da aeronave	[m ²]
AIR	Aerospace Information Report	
$A_{cabin,skin}$	Área da parede da cabine	[m]
$A_{ckp,skin}$	Área da parede do <i>cockpit</i>	[m ²]
$A_{ebay,skin}$	Área da parede do <i>ebay</i>	[m ²]
$A_{tail,skin}$	Área da parede do cone de cauda	[m ²]
G_s	Radiação Solar	[W/m ²]
K	Condutividade térmica	[W/m.s]
k_{ar}	Condutividade térmica do ar	[W/m.s]
H	Altitude	[ft]
H_{cabin}	Altitude de cabine	[ft]
h_o	Coefficiente de convecção externo	[W/m ² K]
h_{int}	Coefficiente de convecção interno	[W/m ² K]
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>	
k_{ar}	Condutividade Térmica do ar	[W/m.K]
M	Número de Mach	
\dot{m}_{out}	Vazão mássica de ar que sai da aeronave	[kg/s]
\dot{m}_{cabin}	Vazão mássica de ar na cabine	[kg/s]
\dot{m}_{ckp}	Vazão mássica de ar no <i>cockpit</i>	[kg/s]
\dot{m}_{cone}	Vazão mássica de ar na área despressurizada da cabine	[kg/s]
\dot{m}_{ebay}	Vazão mássica de ar no <i>ebay</i>	[kg/s]
n_{crew}	Número de tripulantes no <i>cockpit</i>	[kg/s]
n_{pax}	Número de passageiros	[kg/s]
P_{cabin}	Pressão interna da cabine numa dada altitude	[Pa]

P_{ext}	Pressão do ambiente externo numa dada altitude	[Pa]
ppm	<i>Pounds Mass Per Minute</i> (Libra Massa por Minuto)	
Q_{cabin}	Carga Térmica total da cabine	[W]
Q_{ckp}	Carga Térmica Total do <i>cockpit</i>	[W]
$Q_{cabin,ckp}$	Transferência de calor entre a cabine e o <i>cockpit</i>	[W]
$Q_{cabin,ebay}$	Transferência de calor entre a cabine e o <i>ebay</i>	[W]
$Q_{cabin,jan}$	Transferência de calor entre a cabine e a janela	[W]
$Q_{cabin,skin}$	Transferência de calor entre a cabine e a fuselagem da aeronave	[W]
$Q_{ckp,cabin}$	Transferência de calor entre o <i>cockpit</i> e a cabine da aeronave	[W]
$Q_{ckp,jan}$	Transferência de calor entre o <i>cockpit</i> e a janela	[W]
$Q_{ckp,skin}$	Transferência de calor entre o <i>cockpit</i> e a fuselagem da aeronave	[W]
$Q_{ebay,cabin}$	Transferência de calor entre o <i>ebay</i> e a cabine da aeronave	[W]
$Q_{ebay,skin}$	Transferência de calor entre o <i>ebay</i> e a fuselagem da aeronave	[W]
$Q_{ebay,tail}$	Transferência de calor entre o <i>ebay</i> e a área despressurizada da aeronave	[W]
$Q_{equip,ckp}$	Geração de calor no <i>cockpit</i> devido a equipamentos	[W]
$Q_{equip,ebay}$	Geração de calor no <i>ebay</i> devido a equipamentos	[W]
$Q_{ger,ckp}$	Geração de calor interna no <i>cockpit</i>	[W]
$Q_{ger,cabin}$	Geração de calor interna na cabine	[W]
$Q_{ger,ebay}$	Geração de calor interna no <i>ebay</i>	[W]
Q_{irrad}	Transferência de calor por radiação incidente nas áreas transparentes	[W]
Q_{pax}	Geração de calor devido aos passageiros	[W]
Q_{rad}	Transferência de calor por radiação	[W]
$Q_{rad,ceu}$	Transferência de calor por radiação com o infinito	[W]
$Q_{rad,solo}$	Transferência de calor por radiação com a Terra	[W]
Q_{tail}	Carga térmica total no cone de cauda	[W]
$Q_{tail,skin}$	Transferência de calor entre a área despressurizada e a fuselagem da aeronave	[W]
r	Fator de recuperação	
Rad_{cabin}	Transferência de calor por radiação incidente nas áreas transparentes da cabine	[W]

Rad_{ckp}	Transferência de calor por radiação incidente nas áreas transparentes do cockpit	[W]
TAE_s	Temperatura padrão	[K]
T_{ext}	Temperatura Ambiente	[°C]
T_{int}	Temperatura do ambiente interno da aeronave	[°C]
T_{cabin}	Temperatura ambiente da cabine	[°C]
$T_{cabin,ins}$	Temperatura do ar que entra na cabine	[°C]
T_{ckp}	Temperatura ambiente do <i>cockpit</i>	[°C]
$T_{ckp,ins}$	Temperatura do ar que entra no <i>cockpit</i>	[°C]
T_{ebay}	Temperatura ambiente do <i>ebay</i>	[°C]
T_e	Temperatura da Terra	[°C]
$T_{ebay,ins}$	Temperatura do ar que entra no <i>ebay</i>	[°C]
T_{rec}	Temperatura de recuperação	[K]
T_{tail}	Temperatura ambiente da área despressurizada da aeronave	[°C]
T_{viz}	Temperatura da atmosfera	[°C]
T_w	Temperatura da parede externa da aeronave – temperatura da fuselagem	[°C]
U	Coefficiente global de transferência de calor	[W/m ² K]
$U_{cabin,ckp}$	Coefficiente global de transferência de calor entre cabine e <i>cockpit</i>	[W/m ² K]
$U_{cabin,ebay}$	Coefficiente global de transferência de calor entre a cabine e o <i>ebay</i>	[W/m ² K]
$U_{cabin,skin}$	Coefficiente global de transferência de calor entre cabine e fuselagem	[W/m ² K]
$U_{ckp,skin}$	Coefficiente global de transferência de calor entre <i>cockpit</i> e fuselagem	[W/m ² K]
$U_{jan,ckp}$	Coefficiente global de transferência de calor entre a janela do <i>cockpit</i> e o ambiente externo	[W/m ² K]
V_o	Velocidade do ar	[m/s]

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	18
1.1.	Considerações fisiológicas	19
1.2.	Objetivo	20
2.	DEFINIÇÕES	21
2.1.	Compartimentos da aeronave	21
2.2.	Temperatura de recuperação	21
2.3.	Pressurização – Altitude de cabine	22
2.4.	Vazão mínima	23
2.5.	Atmosfera padrão	23
3.	ESTUDO DE CARGA TÉRMICA	26
3.1.	As Cargas Térmicas Envolvidas	26
3.2.	As transferências de calor	28
3.2.1.	Temperatura da fuselagem – T_w	29
3.2.2.	Coefficiente de convecção interno	31
3.2.3.	Coefficiente de convecção externo	32
3.2.4.	Geração interna de calor - Q_{gerado}	33
3.2.5.	Geração de calor devido a equipamentos - Q_{equip}	33
3.2.6.	Geração de calor devido às pessoas – Q_{pax} e Q_{crew}	33
3.2.7.	Transferência de calor entre a fuselagem e a área ocupada - Q_{skin}	35
3.2.8.	Quantidade de calor absorvida pelas áreas transparentes – Rad	36
3.2.9.	Troca de calor pela janela – Q_{jan}	37
4.	MÉTODOS E CÁLCULOS	39
4.1.	Dados da aeronave	39
4.1.1.	Dimensões e materiais	40
4.1.2.	Dado da janela	40
4.2.	Modelagem Matemática	41
4.2.1.	<i>Cockpit</i>	41
4.2.2.	Cabine	42

4.2.3. <i>Ebay</i>	44
4.2.4. Cone de cauda.....	45
4.2.5. Aeronave.....	46
4.3. Ferramenta computacional.....	47
5. RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	49
5.1. Resfriamento:.....	50
5.1.1. Dimensionamento do sistema – Modo Resfriamento.....	56
5.2. Aquecimento:.....	57
5.2.1. Dimensionamento do sistema – Modo aquecimento.....	62
6. CONCLUSÃO.....	65
ANEXO A – Modelo de Radiação	69
APÊNDICE A – Temperaturas externas	69

1. INTRODUÇÃO

O sistema de controle ambiental de uma aeronave consiste tanto no sistema de refrigeração quanto no sistema de aquecimento de ar da aeronave, podendo considerar também os sistemas de pressurização, sangria de ar no motor (*bleed*), oxigênio e proteção contra gelo. Esse trabalho é focado no sistema de refrigeração e aquecimento de ar de uma aeronave hipotética.

O conforto térmico de uma cabine de passageiros de uma aeronave é uma questão essencial para um bom desenvolvimento de uma aeronave. Hoje a tendência é melhorá-la cada dia mais, principalmente na aviação executiva.

Tanto em altas altitudes como em solo, o ambiente externo à aeronave pode apresentar condições ambientais adversas, como diferentes umidades, temperaturas e velocidade do vento. Essas condições variam durante o percurso da aeronave e com a altitude, por essa razão a existência de um sistema de ar condicionado.

O ar condicionado tem a função de manter a condição interna da aeronave aceitável para o conforto humano, controlando simultaneamente as variáveis. Para se alcançar o conforto térmico é preciso fazer um controle da temperatura interna da aeronave e ainda levar em consideração as trocas com o ambiente e as dissipações internas da aeronave [SAE. ARP85E, 2002]. Ele deve também garantir uma vazão de ar suficiente para a pressurização da aeronave e assim satisfazer o controle de temperatura e pressurização requerida para o conforto [SAE. ARP85E, 2002]. O sistema de controle de temperatura normalmente usa o ar como meio de aquecimento e refrigeração da aeronave [SAE AIR1168-6, 1969]

Esse trabalho apresenta uma metodologia para o cálculo de carga térmica de uma aeronave, levando em consideração as trocas de calor, a vazão do ar insuflado e a temperatura de insuflamento necessária para manter o conforto térmico humano em uma aeronave, desconsiderando a umidade. A umidade foi desconsiderada por ser um cálculo preliminar, podendo ser uma melhoria em trabalhos futuros. Fontes de calor como, por exemplo, radiação solar e dissipação de calor pelos equipamentos eletrônicos aumentam a temperatura interna da aeronave exigindo um sistema de refrigeração do ar, assim como em

altas altitudes a perda de calor para o ambiente externo exige um sistema de aquecimento de ar da aeronave.

Sabe-se que é impraticável controlar todos esses fatores, mas é possível fazer um controle suficiente para manter um ambiente seguro para os ocupantes. Utilizando uma ferramenta computacional, foi elaborado um programa, baseado em uma metodologia teórica apresentada na norma SAE AIR1168-3 (1969), que visa facilitar o estudo da carga térmica de uma aeronave assim como no dimensionamento da vazão do sistema de ar condicionado. O sistema de ar condicionado em aeronaves de pequeno porte contribui com boa parte do peso e do consumo elétrico, por isso existe a necessidade de dimensionar corretamente e eficientemente, ainda na fase inicial do projeto e desenvolvimento da aeronave, para garantir seu desempenho.

Como as características do sistema de ar condicionado de cada aeronave são definidas de acordo com as cargas e temperaturas específicas de cada aeronave e sua missão, a metodologia apresentada deve ser adaptada para cada caso [SAE AIR1168-3, 1969].

As unidades apresentadas no trabalho estão nas usuais utilizadas na indústria aeronáutica.

1.1. Considerações fisiológicas

O conceito de conforto térmico é subjetivo, pois varia com cada indivíduo. A experiência mostra que não serão todos que estarão completamente confortáveis numa dada condição, então é necessário que as condições internas da cabine sejam consideradas confortáveis pela maioria [Faye, 2009]. Geralmente o indivíduo se sente mais confortável em condições em que o corpo possa manter o equilíbrio térmico com o ambiente.

O metabolismo e a respiração são os mecanismos que controlam a temperatura do corpo, como cada um possui um metabolismo e respiração diferente, existe essa discordância sobre o conforto térmico.

Outros fatores que também tem influência no conforto térmico são as atividades que o indivíduo está exercendo, a roupa que está vestindo, sua idade, sexo e tamanho que alteram a quantidades de calor geradas e dissipadas por ele [Faye, 2009]. No presente trabalho desconsideraremos o fator da roupa assim como a umidade do ar. Esses fatores

desconsiderados podem ser acrescentados futuramente podendo ser uma melhoria do programa.

1.2. Objetivo

O objetivo desse trabalho é apresentar um procedimento de cálculo da carga térmica de uma aeronave e dimensionar um sistema de ar condicionado, em termos de vazão e temperatura de ar insuflado, para que atenda os requisitos de conforto térmico.

O trabalho, além de apresentar a metodologia, cálculos e técnicas de transferência de calor para a modelagem dos diversos tipos de troca que ocorrem na aeronave tanto em solo como em voo, também visa desenvolver um programa, usando uma ferramenta computacional, para auxiliar e automatizar os cálculos de modo que ele possa ser usado em outras aeronaves, mudando apenas as variáveis de contorno e os dados de projeto da aeronave.

Por fim, o conteúdo apresentado é utilizado em um exemplo de cálculo de carga térmica e no dimensionamento da vazão e temperatura que deve ser insuflado na aeronave modelo, analisando assim a influência das variáveis no controle de temperatura.

2. DEFINIÇÕES

2.1. Compartimentos da aeronave

O *cockpit* é a cabine de comando da aeronave, nele estão localizados os controles de vôo, os painéis de instrumentos, o piloto e o co-piloto.

A cabine da aeronave é a aérea onde estão os passageiros, alguns equipamentos e/ou a carga. A ocupação desse compartimento pode variar dependendo do tipo de aeronave, mas essencialmente aloja os passageiros.

A fuselagem é o corpo da aeronave. Por analogia é equivalente a lataria de um automóvel.

O chamado *Ebay* é uma baia eletrônica, ou seja, um compartimento destinado ao alojamento de equipamentos elétricos e eletrônicos de uma aeronave. Pode existir nenhum, um ou vários, dependendo do seu tamanho e configuração.

2.2. Temperatura de recuperação

A temperatura de recuperação, que é dada pela fórmula (1), é uma temperatura maior que a externa e é em função do Mach da aeronave. Essa temperatura é considerada por causa do aquecimento aerodinâmico da aeronave em função do atrito com o ar.

$$T_{rec} = T_{ext} \cdot \left[1 + r \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot M^2 \right] \quad (1)$$

sendo r o fator de recuperação que é dado por $Pr^{0,5}$ para escoamento laminar e $Pr^{1/3}$ para escoamento turbulento. O número de Prandtl, Pr , é o número adimensional $(\mu_{ar} \cdot g \cdot cp) / k_{ar}$. Esse fator de recuperação é considerado porque não existe 100% de estagnação, funcionando como um fator de correção para o cálculo da temperatura do ar sobre a fuselagem.

2.3. Pressurização – Altitude de cabine

A pressurização de uma aeronave tem a função de controlar a pressão interna da aeronave, a chamada pressão de cabine, para que essa seja aceitável para o conforto humano. A pressão interna da aeronave é controlada pela saída de ar através do controle de abertura de uma válvula chamada *out flow valve* (válvula de fluxo de saída) [SAE AIR 1167-7, 1969].

A concentração de oxigênio no ar é constante até a altitude de 264 mil pés. Como uma aeronave comum não alcança essa altitude de vôo, a concentração de oxigênio não é um problema, porém a taxa de absorção pelos pulmões depende da pressão parcial do oxigênio, esse por sua vez, decai com a altitude devido à queda da pressão total atmosférica. Com a pressurização da aeronave, aumenta a pressão interna da fuselagem, aumentando a pressão parcial do oxigênio, e assim obtendo uma condição suficiente para a respiração sem suprimento adicional de oxigênio. Existem algumas aeronaves com conversor de ozônio em oxigênio.

A altitude de cabine, ou altitude de pressão, é a altitude geopotencial equivalente à pressão interna da cabine. [SAE AIR1168-7, 1969]. O avião pode voar a 36 mil pés e sua cabine estar a uma pressão equivalente a oito mil pés, por exemplo (Figura 1).

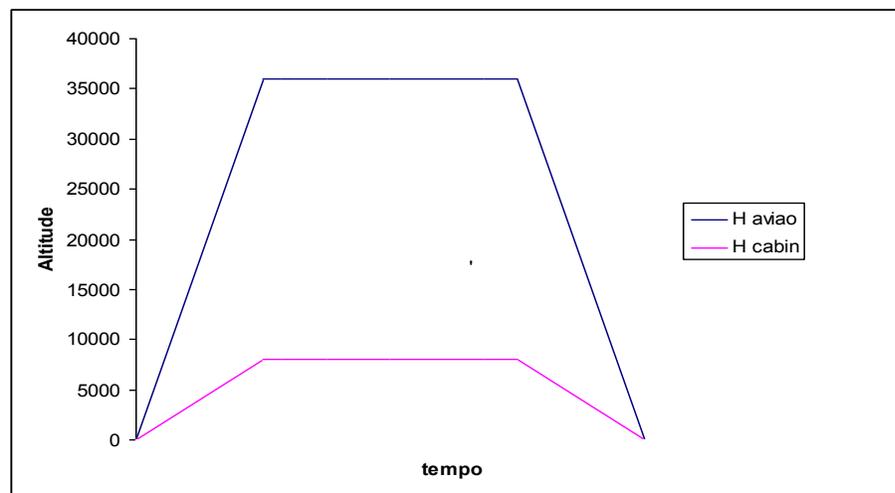


Figura 1 - Exemplo de escala de altitude da aeronave *versus* altitude de cabine

A pressão de cabine, segundo a norma SAE AIR1168 – 7 (1969), não deve ser maior que uma pressão equivalente de oito mil pés. Para isso insufla-se ar comprimido na aeronave para manter a pressão de cabine em níveis apropriados, permitindo que a aeronave voe em altas altitudes e longas distâncias. Depois de pressurizada, para se manter a pressão interna da aeronave a vazão total de entrada na aeronave deve ser a mesma vazão total de saída, caso contrário haverá alteração na pressão interna.

Para aviões de pequeno e médio porte, os vazamentos através da fuselagem, portas e drenos podem ser considerados desprezíveis, já em aeronaves maiores esse fator deve ser obrigatoriamente considerado.

2.4. Vazão mínima

Segundo a norma SAE AIR 1168, é requerido uma vazão mínima de 0,55 lbm/min por pessoa, então as vazões calculadas para compartimentos que abriga pessoas devem ser maior que o estipulado na norma.

2.5. Atmosfera padrão

O conhecimento sobre a atmosfera, como pressão, temperatura, umidade, ventos, massa específica do ar, é essencial para a aeronave, tanto para a navegação como para o conforto térmico das pessoas. Porém, a distribuição vertical dessas grandezas não é constante, elas variam com a altitude. Então foi construído um modelo teórico chamado atmosfera padrão para o cálculo aproximado das características médias da atmosfera real. Esse modelo é conhecido como ISA (*International Standard Atmosphere*) e se baseia nas condições ao nível do mar, chamada condição padrão ou atmosfera padrão:

As características da condição-padrão ao nível do mar são:

- Aceleração da gravidade, $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$
- Pressão atmosférica padrão, $P_0 = 1,013250 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
- Massa específica do ar atmosférico, $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

- Temperatura padrão, $T_o = 288,15 \text{ K} = 15^\circ\text{C}$
- Velocidade do som = $340,294 \text{ m/s} = 1225 \text{ km/h}$

O ISA é um fator de correção adicionado à temperatura, e influencia outros parâmetros como massa específica e pressão que dependem da temperatura. Por exemplo, quando se diz que um lugar é ISA + 25°C , a temperatura ambiente nesse local, ao nível do mar, será a temperatura padrão (15°C) mais 25°C (Figura 2).

A temperatura padrão é calculada em função da altitude, ou altitude de cabine se estiver se referindo a temperatura interna da aeronave:

$$TAE_s = 288,15 - 0,0019812 \cdot H \quad (2)$$

e a temperatura considerando um ISA:

$$T = TAE_s + ISA \quad (3)$$

A pressão é dada pela formula:

$$P = \left(\frac{TAE_s}{288,15} \right)^{5,2562} \cdot P_o \quad (4)$$

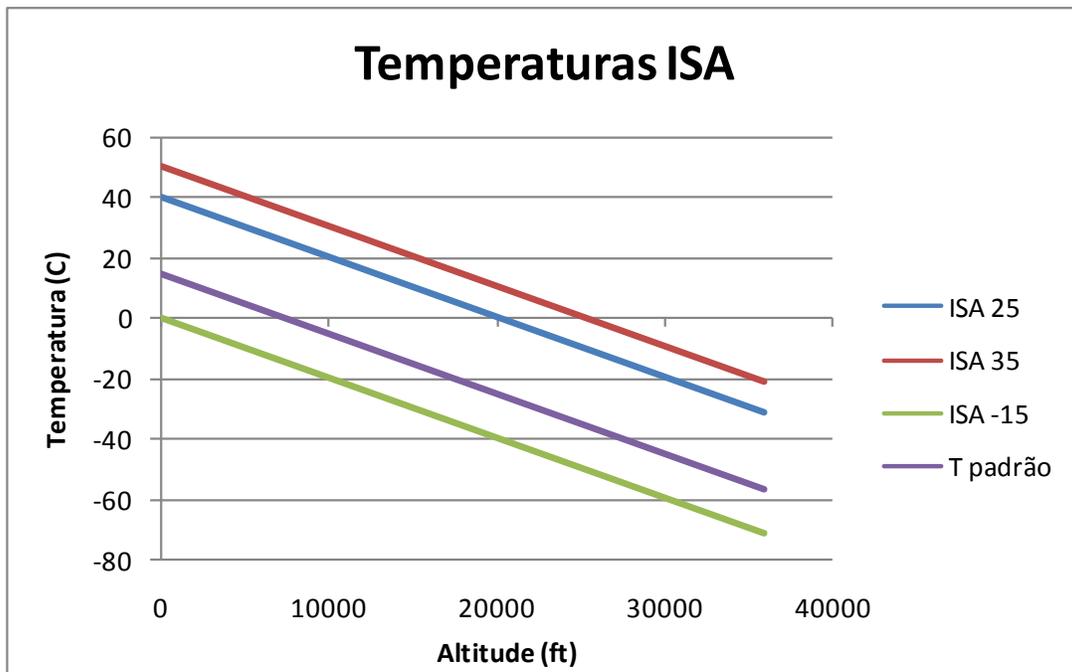


Figura 2 - Exemplo de algumas temperaturas ISA *versus* Altitude

3. ESTUDO DE CARGA TÉRMICA

Nessa seção é apresentado um método para o calculo de carga térmica considerando um regime permanente para a aeronave. “A carga em regime permanente ajusta-se adequadamente à maioria das aeronaves” [TORGESON, 1956]. No regime permanente, as temperaturas e cargas térmicas são consideradas estáveis [SALLES, 2006].

Para que o sistema seja dimensionado corretamente, o ideal é fazer os cálculos em condições extremas de frio e calor onde terá as cargas mais críticas, englobando as condições tanto de resfriamento como de aquecimento da aeronave. Os cálculos serão realizados em duas condições:

Resfriamento:

- Aeronave em solo
- Dia quente
- Velocidade nula do ar externo
- Baixa temperatura do ar de entrada
- Máxima radiação solar
- Máximo número de pessoas dentro da aeronave.

Aquecimento:

- Aeronave em vôo a altas altitudes
- Baixa velocidade da aeronave
- Dia frio
- Radiação solar nula (noite)
- Mínimo número de passageiros e tripulação

3.1. As Cargas Térmicas Envolvidas

Cada compartimento da aeronave pode ser considerado um volume de controle, onde diversos elementos contribuem para a carga térmica. A transferência de calor nesses elementos ocorre pelos processos de condução, convecção e radiação. No cálculo da carga térmica da aeronave, foi considerada as seguintes trocas e cargas (Figura 3):

a) Transferência de calor entre a fuselagem e o ambiente interno – Q_{skin} .

Envolvendo:

- Convecção do ambiente externo com a fuselagem - $Q_{conv,ext}$

- Radiação entre a parede externa da aeronave e o meio externo (solo e céu) – $Q_{rad,terra}$

e $Q_{rad,espaço}$

b) Transferência de calor entre a janela e o ambiente interno – Q_{jan}

c) Radiação Solar através de áreas transparentes (janelas) incidindo na aeronave – Rad .

d) Geração interna de calor devido aos ocupantes (passageiros e tripulação) – Q_{pax} e Q_{crew} .

e) Geração interna de calor devido a dissipação de equipamentos – Q_{equip} .

f) Carga térmica devido ao ar de insuflamento proveniente do sistema de ar condicionado - Q_{ecs}

A troca de calor através do piso na aeronave não foi considerada, pois, segundo Salles (2006), ignorando a presença do piso a variação na carga térmica total será menor que 1%.

A carga térmica de um volume de controle, em regime permanente, da aeronave é a soma das cargas térmicas:

$$Q_{VC} = \sum Q \quad (5)$$

$$Q_{VC} = Q_{pax} + Q_{crew} + Q_{equip} + Q_{skin} + Q_{compart} + Q_{jan} + Rad \quad (6)$$

onde Q_{compart} é a troca de calor por convecção e condução entre o volume de controle considerado e seu „vizinho“.

Para o cálculo da vazão e temperatura do insulamento de ar na aeronave, a carga térmica total do volume de controle é igualada com a carga térmica devido ao ar insuflado, Q_{ecs} :

$$Q_{VC} = Q_{\text{ecs}} \quad (7)$$

Q_{ecs} é calculada pela fórmula:

$$Q_{\text{ecs}} = \dot{m} \cdot c_p \cdot (T_{\text{int}} - T_{\text{ins}}) \quad (8)$$

onde T_{int} é a temperatura interna do volume de controle considerado, T_{ins} é a temperatura do ar insuflado nesse volume de controle, \dot{m} é a vazão mássica de ar fornecida em kg/s e o c_p é o calor específico do ar.

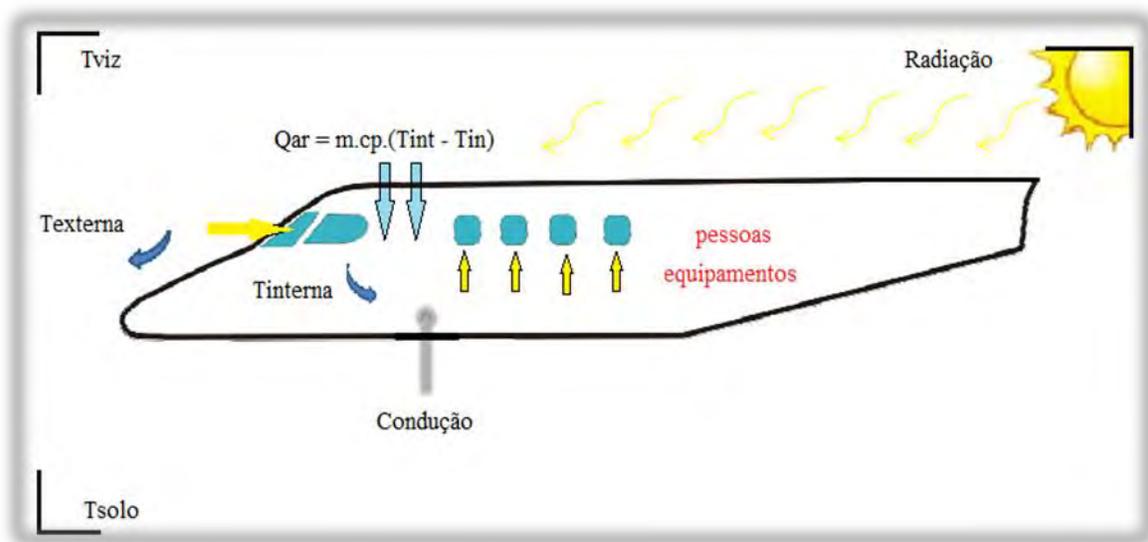


Figura 3 - Cargas Térmicas envolvidas

3.2. As transferências de calor

Nessa seção serão mostrados métodos para determinar cada carga térmica citada de uma forma mais detalhada e ainda seus fatores como, por exemplo, coeficientes de película, temperatura da fuselagem e condições de conforto.

3.2.1. Temperatura da fuselagem – T_w

Para o cálculo das cargas térmicas e para os volumes de controle considerados, é preciso inicialmente calcular a temperatura da fuselagem, T_w , que é usada como referência para a transferência de calor através da fuselagem, já que nesse trabalho a carga térmica entre a face externa da fuselagem e o ambiente interno é em função da temperatura da fuselagem. A vazão do sistema de ar condicionado está em função da carga térmica total da aeronave.

A temperatura da fuselagem é calculada de formas diferentes dependendo se a aeronave está em solo ou em voo.

Em voo, quando o número de Mach da aeronave for menor que dois, a temperatura da fuselagem pode ser igualada à temperatura de recuperação, T_{rec} [SAE AIR1168-3, 1969]. Isso porque o coeficiente de convecção se torna extremamente elevado devido à velocidade de escoamento do ar pela fuselagem da aeronave, tornando-se predominante em relação à troca por radiação, que por sua vez se torna desprezível. Quando é usada essa igualdade no cálculo da temperatura da fuselagem, a convecção externa não é incluída no coeficiente global de transferência de calor, U [SAE AIR1168-3, 1969].

Em solo, o calor recebido por radiação solar tem grande influência na temperatura da fuselagem e o coeficiente de convecção é relativamente pequeno. Normalmente em dias quentes a temperatura da fuselagem será muito maior que a temperatura ambiente, o que comprova a hipótese de que o coeficiente de convecção é pequeno comparado ao de radiação [SALLES,2006].

Então, para o cálculo da temperatura da fuselagem quando a aeronave está em solo, é preciso fazer o balanço de calor na parede, considerando o regime permanente.

As trocas consideradas são [INCROPERA, 1998]:

- a) Convecção entre a fuselagem e o ar externo

$$Q_{conv,ext} = h_0 \cdot (T_{ext} - T_w) \quad (9)$$

- b) Calor trocado entre a fuselagem considerando a condução e em seguida a convecção com o ambiente interno (é preciso calcular o coeficiente global de transferência de calor, U_{skin} , para agrupar a condução com o coeficiente de convecção interno).

$$Q_{skin} = U_{skin} \cdot (T_w - T_{int}) \quad (10)$$

- c) Calor recebido por radiação solar

$$Q_{irrad} = G_s \cdot \frac{Ap}{A} \cdot dia \quad (11)$$

sendo G_s a radiação solar, o fator dia é igual a um durante o dia e zero durante a noite, ou seja, quando estiver noite a radiação solar é anulada. A razão Ap/A é a razão entre a área projetada normal aos raios solares e a área total.

- d) Troca de calor da fuselagem com a atmosfera e com a Terra

$$Q_{rad,inf} = \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot F_e \cdot F_a \cdot (T_w^4 - T_{viz}^4) \quad (12)$$

$$Q_{rad,terra} = \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot F_e \cdot F_a \cdot (T_w^4 - T_e^4) \quad (13)$$

onde T_e é a temperatura da superfície da Terra (temperatura do solo ou do piso), T_{viz} é a temperatura da atmosfera, F_e é a emissividade da superfície da aeronave e F_a é o seu fator de forma. O fator de forma para uma fuselagem cilíndrica é igual a um. A temperatura da

atmosfera, ao nível do mar, é considerada aproximadamente 17°C menor que a temperatura ambiente segundo a norma SAE AIR 1168 (1969), e a temperatura do solo de 15°C a 30°C maior que a temperatura ambiente, dependendo da radiação solar incidente [SAE AIR1168-3, 1969].

A emissividade depende de alguns fatores como o tipo de pintura, a cor, o material.

Foi considerado que 50% da fuselagem da aeronave realiza troca de calor com o solo e 50% com a atmosfera.

Fazendo o balanço de trocas térmicas, temos:

$$\frac{Q_{conv,ext}}{A_{skin}} + Q_{irrad} = Q_{rad,terra} + Q_{rad,espaço} + \frac{Q_{skin}}{A_{skin}} \quad (14)$$

substituindo, temos:

$$\begin{aligned} h_{ext} \cdot (T_{ext} - T_w) + G_s \cdot \frac{Ap}{A} \cdot dia = \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot F_e \cdot F_a \cdot (T_w^4 - T_e^4) + \\ + \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot F_e \cdot F_a \cdot (T_w^4 - T_{viz}^4) + U_{skin} \cdot (T_w - T_{int}) \end{aligned} \quad (15)$$

A equação acima nos dá o valor da temperatura da fuselagem da aeronave quando está em solo.

3.2.2. Coeficiente de convecção interno

A transferência de calor entre o ar interno e as paredes internas de uma aeronave ocorre normalmente por convecção forçada, devido à corrente de ar vinda do sistema de ar condicionado da aeronave.

O coeficiente de convecção interno de calor para aplicações aeronáuticas é dado por [FAYE, 1951]:

$$h_{\text{int}} = 2 + 0,314 \cdot V_0 \quad (16)$$

onde V_0 é a velocidade do ar interno em [ft/s], e o h_{int} em Btu/hr.°F.ft², porém deve ser transformado para W/m²K para poder ser usado nas equações de carga térmica.

A velocidade esperada em um compartimento ocupado por pessoas, visando o conforto dos ocupantes, está entre zero e 3,3 pés/s (zero a um m/s) sob condições normais.

3.2.3. Coeficiente de convecção externo

O coeficiente de convecção do ambiente externo varia consideravelmente em solo e em vôo devido à diferença de velocidade do ar que escoia sobre a fuselagem que também é influenciado pela velocidade da aeronave.

Quando a aeronave está em solo, o cálculo desse coeficiente depende da velocidade do vento. A equação seguir é a recomendada no caso de cálculo de carga térmica [SAE AIR1168-3, 1969]

$$h_o = 2 + 0,314 \cdot V_0 \quad (17)$$

onde V_0 é a velocidade do ar ou vento, em pés/s, e o coeficiente de película é dado em Btu/hr.°F.ft² e também deve ser usado nas equações de carga térmica na unidade do Sistema Internacional. A velocidade do vento é, geralmente, considerada entre zero e 22 ft/s [SAE AIR1168-3, 1969]. Essa equação já considera o caso de convecção natural (velocidade do ar igual a zero), que nos dá um coeficiente de convecção de 2 Btu/h.°F.ft². Se for considerada a maior velocidade do ar (22 ft/s), o valor do coeficiente é de aproximadamente 50 W/m².K, 8,9 Btu/h.°F.ft².

Então, pela equação, pode-se perceber que quanto menor a velocidade do ar, menor será o coeficiente de convecção e assim maior será a temperatura da fuselagem. Para que o coeficiente de convecção externo não seja superestimado, deve-se usar uma velocidade de escoamento relativamente baixa, em torno de 10 ft/s.

Durante o vôo, em uma aeronave subsônica, o termo da convecção externa não é incluído, já que a temperatura da fuselagem é igualada à temperatura de recuperação.

3.2.4. Geração interna de calor - Q_{gerado}

A geração interna de calor em uma aeronave é, geralmente, devido à dissipação térmica dos equipamentos e aos ocupantes. A dissipação desses equipamentos pode variar dependendo da fase de vôo da aeronave. Nesse trabalho considerou uma dissipação constante, já que ele não diferencia as fases, apenas considera se em vôo ou em solo.

3.2.5. Geração de calor devido a equipamentos - Q_{equip}

A dissipação de calor pode ser encontrada pela eficiência ou pela potência de saída de cada equipamento. Como uma aproximação conservadora no cálculo de calor dissipado de cada equipamento é igualá-lo à potência nominal de consumo do equipamento.

O calor dissipado pode ser calculado da seguinte forma:

$$Q_{\text{equip}} = (1 - \eta) \cdot P_e \quad (18)$$

onde η é a eficiência do equipamento considerado e P_e sua potência elétrica em *Watts*. A carga térmica total devido aos equipamentos é o somatório da dissipação dos equipamentos.

3.2.6. Geração de calor devido às pessoas – Q_{pax} e Q_{crew}

O calor liberado pelos ocupantes pode ser liberado na forma de calor sensível ou calor latente e depende do nível de atividade que está sendo exercida pelo ocupante [SAE AIR1168-3, 1969].

A emissão de calor latente ocorre na forma de umidade evaporada na transpiração e não altera a temperatura do espaço em torno da pessoa. A produção de calor latente não entra no cálculo de carga térmica para sistemas sem recirculação de ar, como é o caso nesse trabalho.

A Figura 4 mostra a taxa de liberação de calor sensível dos ocupantes em função da temperatura de bulbo seco em diferentes atividades: [SAE AIR1168-3, 1969]

- Curva A – Pessoa trabalhando, com taxa metabólica de 1310 Btu/h
- Curva B – Pessoa trabalhando com taxa metabólica de 850 Btu/h
- Curva C - Pessoa trabalhando com taxa metabólica de 660 Btu/h
- Curva D – Pessoa sentada em descanso, com taxa metabólica de 400 Btu/h

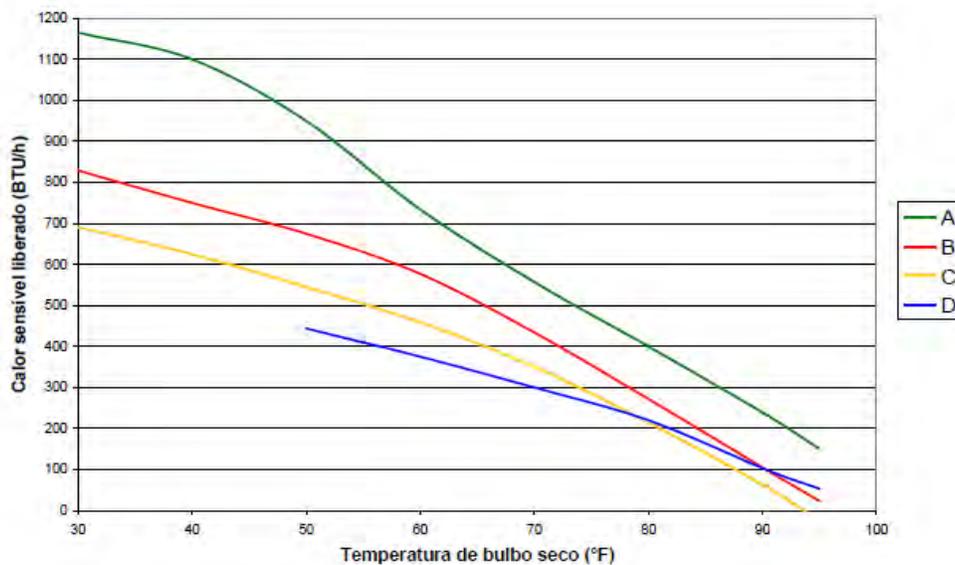


Figura 4 – Perda de calor sensível do corpo humano em função da temperatura de bulbo seco [SALLES, 2006]

Um adulto calmo e sentado, em média, dissipa trezentos Btu/h, esse será o valor considerado para a dissipação de cada passageiro. Para os tripulantes, será considerada uma

dissipação de quatrocentos Btu/h, um pouco maior que a de passageiros devido ao trabalho realizado. Esses valores devem ser convertidos para o Sistema Internacional para ser usado nas equações de carga térmica.

$$Q_{pax} = 300 \cdot n_{pax} \text{ [Btu/h]} \quad (19)$$

$$Q_{crew} = 400 \cdot n_{crew} \text{ [Btu/h]} \quad (20)$$

onde n_{pax} é o número de passageiros e n_{crew} é o número de tripulantes.

Na cabine, a presença de equipamentos que dissipam calor foi desconsiderada.

No *cockpit*, a geração interna é devido à dissipação dos computadores e equipamentos e devido à tripulação, que normalmente se considera duas pessoas. A dissipação dos equipamentos e computadores foi estimada para essa aeronave modelo comparando-a com aeronaves reais de mesmo porte e o calor devido a pessoas no *cockpit* é calculada pela fórmula (20).

A geração interna de calor no *Ebay* é somente devido à dissipação de calor dos equipamentos.

3.2.7. Transferência de calor entre a fuselagem e a área ocupada - Q_{skin}

A temperatura da fuselagem, a partir daqui, é usada como base para o cálculo das cargas térmicas e da transferência de calor entre o ambiente externo e interno.

A transferência de calor entre a face externa da fuselagem acontece por condução através das estruturas, revestimento e isolamento que compõe a parede da aeronave, e então há a transferência de calor por convecção entre a parede interna da aeronave e o ar interno. [INCROPERA, 1998].

Esse trabalho considera a transferência de calor através das paredes e isolamento considerando uma parede composta de camadas e uniforme ao longo do corpo da aeronave, sem espaços de ar entre elas, e um fluxo de calor unidimensional, seguida da troca de calor por convecção:

$$Q_{skin} = U_{skin} \cdot A_{skin} \cdot (T_w - T_{int}) \quad (21)$$

$$U_{skin} = \frac{1}{\sum \left(\frac{L_n}{k_n} \right) + \frac{1}{h_{int}}} \quad (22)$$

onde A_{skin} é a área da fuselagem da aeronave em m^2 , T_{int} a temperatura interna do compartimento, T_w a temperatura externa da fuselagem e U_{skin} o coeficiente global de transferência de calor, L_n são as espessuras de cada camada da parede em metros e k_n suas respectivas condutividades térmicas em $W/K.m$ e o h_{int} dado em $W/(m^2.K)$.

Em vôo, como a troca de calor por convecção da superfície externa com o meio externo não é incluída nos cálculos, lembrando que a temperatura da fuselagem nesse caso é igual à temperatura de recuperação da aeronave, o coeficiente global de transferência de calor também pode ser calculado pela fórmula (22).

Em solo durante o dia a temperatura da superfície externa da aeronave é maior que a temperatura ambiente externa devido à radiação solar que incidente nessa parede durante o dia, também podendo calcular o coeficiente global de transferência de calor pela formula (22).

Em solo durante a noite não há radiação solar, então pode incluir o termo do coeficiente de convecção externa no calculo do coeficiente global de transferência de calor, pois na ausência de radiação a convecção é a predominante:

$$U_{skin} = \frac{1}{\frac{1}{h_o} + \sum \left(\frac{L_n}{k_n} \right) + \frac{1}{h_{int}}} \quad (23)$$

3.2.8. Quantidade de calor absorvida pelas áreas transparentes – Rad

Quando a radiação solar incide em uma superfície transparente em uma aeronave, normalmente as janelas e o pára-brisa, parte dessa radiação é absorvida, parte é refletida e parte é transmitida pela superfície [INCROPERA, 1998]. A radiação refletida não interfere nos cálculos. A parte que é absorvida gera carga térmica no interior da aeronave sendo responsável por parte da carga térmica.

A radiação solar não é constante, ela varia com o dia, com a época do ano, com a atmosfera e posição do Sol. Em dias ensolarados, sem nuvens, a radiação incidente é, a maior parte, radiação direta desconsiderando a radiação difusa. Já em dias com nuvens, a radiação é bloqueada por essas nuvens causando a dispersão e absorção da radiação. Nesse trabalho consideraremos apenas os dias ensolarados e limpos. O modelo de radiação utilizado está mostrado no ANEXO A.

A carga devido à radiação transmitida pelas áreas transparente para a aeronave é calculada pela seguinte fórmula [SAE AIR1168-3, 1969]:

$$Rad = \tau \cdot G_s \cdot Ap \quad (24)$$

sendo τ o coeficiente de transmissividade, G_s a radiação solar (W/m^2) e Ap é a área projetada (m^2) da superfície transparente normal aos raios solares. Consideraremos nesse trabalho uma aproximação mais conservadora em que os raios solares sempre incidem nas áreas transparentes perpendicularmente, ou seja, a área projetada será igual à área transparente ($Ap = A_{jan}$).

A transmissividade total da janela é obtida pelo produto das transmissividades das camadas constituintes da janela (materiais em série):

$$\tau = \sum \tau_n \quad (25)$$

3.2.9. Troca de calor pela janela – Q_{jan}

A transferência de calor pelas áreas transparentes da aeronave é calculada de forma similar ao da fuselagem:

$$Q_{jan} = n_{jan} \cdot A_{jan} \cdot (T_o - T_{int}) \quad (26)$$

onde A_{jan} é a área das janelas da aeronave em m^2 , T_{int} é a temperatura interna do compartimento em $^{\circ}C$ e n_{jan} é o número de janelas do compartimento considerado. A temperatura T_o , e o coeficiente global U variam se a aeronave está em solo ou em vôo. Pode-se usar as equações (22) e (23) para esse cálculo, usando L_n e k_n como as espessuras e a condutividade térmicas das camadas do vidro considerado.

A troca de calor através das janelas e pára-brisa da aeronave é diferente da troca de calor por radiação e não podem ser confundidas.

4. MÉTODOS E CÁLCULOS

O programa é modelado adotando as seguintes condições:

- São consideradas duas entradas de ar na aeronave, uma no *cockpit* e uma na cabine.
- O escoamento externo do ar pela aeronave é considerado em regime uniforme: o fluxo de calor do sistema é constante com o tempo [TORGESON, 1956].
- A temperatura da parede externa da aeronave é considerada uniforme em toda a aeronave [TORGESON, 1956].
- Os cálculos apresentados são adequados para aeronaves subsônicas [SAE AIR1168-3, 1969].
- Os cálculos são realizados considerando uma operação normal, desconsiderando eventos de falha.
- A umidade não é considerada nesse trabalho.
- A radiação é considerada sempre incidindo perpendicularmente à paredes da aeronave, que é um modelo mais conservador para cálculos de refrigeração da aeronave.
- Para que se atenda o conforto térmico, as temperaturas de cabine e cockpit devem estar entre 18 e 29 °C [SAE. ARP85E, 2002].
- O envelope operacional considerado é o mostrado na Figura 6.

4.1. Dados da aeronave

A aeronave considerada será um modelo genérico criado para o presente trabalho:

- O Teto da aeronave: 36 mil pés, ou seja, a máxima altitude de vôo é de 36 mil pés.
- Altitude máxima de cabine é de oito mil pés [SAE AIR1168-7, 1969]
- A aeronave é subsônica com Mach até 0,8.
- A aeronave comporta até oito passageiros.
- Tripulação de duas pessoas no *cockpit*, para atender os requisitos da [SAE. ARP85E, 2002].

- O último compartimento traseiro, chamado de cone de cauda não é pressurizado e não possui isolamento.
- O *ebay* possui uma camada a mais de isolante.

4.1.1. Dimensões e materiais

A estrutura externa da aeronave é de alumínio de espessura dois milímetros e condutividade térmica igual a 177 W/m.K [INCROPERA, 1998].

O isolamento é feito de um material composto de espessura 1,5 polegadas (0,0889mm) e condutividade térmica 0,041 W/m.K, sendo o mesmo isolamento para toda a aeronave.

As paredes do *ebay* são feitas de um material composto de espessura de nove milímetros e condutividade térmica 0,12 W/m.K.

- Comprimento do *cockpit*: 2,2 m
- Comprimento da cabine: 4 m
- Comprimento do *ebay*: 0,8 m
- Comprimento do cone de cauda: 5 m
- Diâmetro: 1,7 m

4.1.2. Dado da janela

A janela é composta de três camadas, da forma sanduíche, duas de vidro e uma terceira de vinil entre essas.

- Vidro usado de condutividade térmica de 0,61 BTU/h.F.ft, transmissividade de 0,85 [INCROPERA, 1998] e espessura de 3/16 polegadas e 11/16 polegadas [SAE AIR1168-3, 1969].

- Vinil de condutividade térmica de 0,12 BTU/h.F.ft, transmissividade de 0,81 e espessura de 13/16 polegadas.

- Área total do pára-brisa é de 1,3 m²
- Área das janelas da cabine é de 0,13 m².

4.2. Modelagem Matemática

Nesse trabalho, optou-se por dividir a aeronave em quatro volumes de controle fazendo o balanço de cada um e assim dimensionar a vazão e temperatura de ar nos compartimentos que possuem entrada direta de ar do sistema de ar condicionado.

O ar vindo do ar condicionado é insuflado na aeronave por entradas de ar no *cockpit* e na cabine. O ar do *cockpit*, depois de passar pelo compartimento, segue para a cabine, a mistura de ar do *cockpit* e cabine passam para o *ebay* e assim para o cone de cauda da aeronave onde sairá pela *out flow valve*, conforme a figura abaixo:

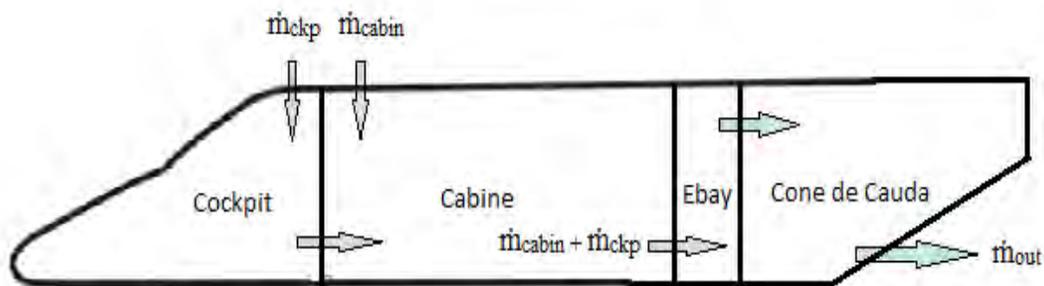


Figura 5 - Aeronave Modelo

4.2.1. Cockpit

A carga térmica total do *cockpit*, Q_{ckpt} é:

$$Q_{ckpt} = Q_{ckpt,cabin} + Q_{ckpt,skin} + Q_{ger,ckpt} + Q_{ckpt,jan} + Rad_{ckpt} \quad (27)$$

onde a transferência de calor entre o *cockpit* e a cabine $Q_{ckpt,cabin}$, o *cockpit* e a fuselagem externa $Q_{ckpt,skin}$, o *cockpit* e o ambiente externo através da janela da aeronave

$Q_{ckp,jan}$, a radiação solar incidente pela janela Rad_{ckp} , e a geração interna de calor $Q_{ger,ckp}$, são calculados pelas seguintes fórmulas:

$$Q_{ckp,cabin} = A_{cabin,ckp} \cdot U_{cabin,ckp} \cdot (T_{cabin} - T_{ckp}) \quad (28)$$

$$Q_{ckp,skin} = A_{ckp,skin} \cdot U_{ckp,skin} \cdot (T_w - T_{ckp}) \quad (29)$$

$$Q_{ckp,jan} = A_{jan,ckp} \cdot U_{jan,ckp} \cdot (T_{jan,ckp} - T_{ckp}) \quad (30)$$

$$Rad_{ckp} = A_{jan,ckp} \cdot T \cdot G_s \cdot Dia \quad (31)$$

$$Q_{ger,ckp} = Q_{crew} + Q_{equip} \quad (32)$$

Para o cálculo da vazão e temperatura do insuflamento no *cockpit*, se iguala ao somatório da carga térmica total do compartimento com a carga térmica de insuflamento:

$$Q_{ckp} = Q_{ecs,ckp} \quad (33)$$

sendo:

$$Q_{ecs,ckp} = \dot{m}_{ckp} \cdot c_p \cdot (T_{ckp} - T_{ckp,ins}) \quad (34)$$

onde \dot{m}_{ckp} é a vazão insuflada em kg/s, T_{ckp} é a temperatura ambiente requerida e $T_{ckp,ins}$ é a temperatura de ar insuflada.

4.2.2. Cabine

A carga térmica total da cabine é dada por:

$$Q_{cabin} = Q_{cabin,ebay} + Q_{cabin,skin} + Q_{cabin,ckp} + Q_{ger,cabin} + Q_{cabin,jan} + Rad_{cabin} \quad (35)$$

sendo $Q_{cabin,ebay}$ a troca de calor entre a cabine e o *ebay*, $Q_{cabin,ckp}$ a troca entre a cabine e o cockpit, $Q_{cabin,skin}$ a troca entre o ambiente interno da cabine e a fuselagem, $Q_{ger,cabin}$ a geração interna de calor na cabine, $Q_{cabin,jan}$ a troca entre o ambiente interno da cabine e o externo pelas janelas da aeronave e Rad_{cabin} a radiação solar incidente através da janela:

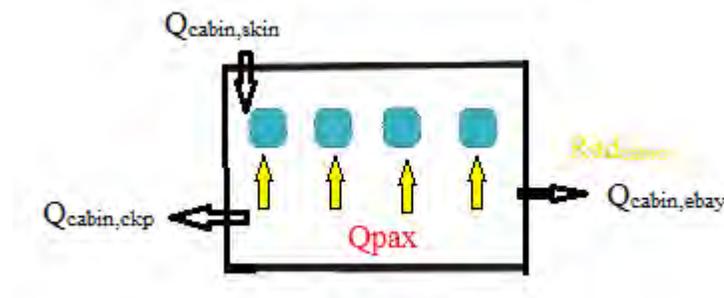


Figura 6 - Trocas de calor envolvidas na cabine

$$Q_{cabin,ebay} = A_{cabin,ebay} \cdot U_{cabin,ebay} \cdot (T_{ebay} - T_{cabin}) \quad (36)$$

$$Q_{cabin,ckp} = A_{cabin,ckp} \cdot U_{cabin,ckp} \cdot (T_{ckp} - T_{cabin}) \quad (37)$$

$$Q_{cabin,jan} = A_{cabin,jan} \cdot U_{cabin,jan} \cdot (T_{cabin,jan} - T_{cabin}) \quad (38)$$

$$Rad_{cabin} = A_{cabin,jan} \cdot n_{janela} \cdot T \cdot G_s \cdot dia \quad (39)$$

$$Q_{ger,cabin} = Q_{pax} \quad (40)$$

Para o cálculo da vazão e temperatura do insuflamento de ar no *cockpit*, se iguala ao somatório da carga térmica do volume de controle com a carga térmica de insuflamento:

$$Q_{cabin} = Q_{ecs,cabin} \quad (41)$$

$$Q_{ecs,cabin} = \dot{m}_{cabin} \cdot cp \cdot (T_{cabin} - T_{cabin,ins}) + \dot{m}_{ckp} \cdot cp \cdot (T_{cabin} - T_{ckp}) \quad (42)$$

onde \dot{m}_{cabin} é a vazão de ar insuflada na cabine, \dot{m}_{ckp} a vazão de ar insuflada no *cockpit*, a T_{cabin} a temperatura ambiente requerida na cabine, $T_{cabin,ins}$ a temperatura de ar insuflada na cabine e T_{ckp} é a temperatura ambiente do *cockpit*. O ar que sai do *cockpit* e vai para a cabine terá a mesma temperatura que a ambiente do *cockpit*.

4.2.3. Ebay

A carga térmica do *ebay* é calculada para descobrirmos a temperatura em que ele se encontra e assim a transferência de calor entre ele e a cabine:

$$Q_{ebay} = Q_{ebay,tail} + Q_{ebay,cabin} + Q_{ebay,skin} + Q_{ger,ebay} \quad (43)$$

sendo :

$$Q_{ebay,tail} = A_{ebay,tail} \cdot U_{ebay,tail} \cdot (T_{tail} - T_{ebay}) \quad (44)$$

$$Q_{ebay,cabin} = A_{ebay,cabin} \cdot U_{cabin,ebay} \cdot (T_{cabin} - T_{ebay}) \quad (45)$$

$$Q_{ebay,skin} = A_{ebay,skin} \cdot U_{ebay,skin} \cdot (T_w - T_{ebay}) \quad (46)$$

onde $Q_{ebay,tail}$ é a troca de calor entre o *ebay* e o cone de cauda, $Q_{ebay,cabin}$ a transferência de calor entre o *ebay* e a cabine, $Q_{ebay,skin}$ a transferência de calor entre o *ebay* e a fuselagem externa.

Para o cálculo da carga térmica devido ao insuflamento de ar no *ebay*, que é o ar vindo da cabine, repete-se o procedimento usado nos outros compartimentos, porém o $Q_{ecs,ebay}$ não é considerado no cálculo de carga térmica total devido ao insuflamento, pois não recebe ar diretamente do sistema de ar condicionado:

$$Q_{ebay} = Q_{ecs,ebay} \quad (47)$$

$$Q_{ebay} = \dot{m}_{ebay} \cdot c_p \cdot (T_{ebay} - T_{ebay,ins}) \quad (48)$$

sendo a temperatura do ar que entra no *ebay* igual à temperatura ambiente da cabine, a vazão nesse compartimento igual à vazão total da cabine:

$$\dot{m}_{ebay} = \dot{m}_{cabin} + \dot{m}_{ckp} \quad (49)$$

4.2.4. Cone de cauda

A carga térmica total do cone de cauda é igual o somatório das cargas envolvidas no compartimento:

$$Q_{tail} = Q_{tail,skin} + Q_{tail,ebay} \quad (50)$$

sendo as cargas calculadas da seguinte forma:

$$Q_{tail,skin} = A_{tail,skin} \cdot U_{tail,skin} \cdot (T_w - T_{tail}) \quad (51)$$

$$Q_{tail,ebay} = A_{ebay,tail} \cdot U_{ebay,tail} \cdot (T_{ebay} - T_{tail}) \quad (52)$$

onde $Q_{tail,skin}$ é a transferência de calor entre o cone de cauda e a fuselagem externa e $Q_{tail,ebay}$ é a transferência de calor entre o cone de cauda e o *ebay*.

A carga térmica total é igualada à carga térmica de insuflamento no cone de cauda e também não entra na parcela de carga térmica total devido ao insuflamento, assim como no *ebay*:

$$Q_{tail} = Q_{ecs,tail} \quad (53)$$

sendo:

$$Q_{ecs,tail} = \dot{m}_{tail} \cdot cp \cdot (T_{tail} - T_{tail,ins}) \quad (54)$$

onde a $T_{tail,in}$ a temperatura do ar de entrada do cone de cauda, que é a mesma temperatura ambiente do *ebay*, T_{tail} é a temperatura do ambiente interno do cone de cauda. A vazão, \dot{m}_{tail} em kg/s, que entra no cone de cauda é igual à vazão que sai pela *out flow valve*.

4.2.5. Aeronave

A carga térmica total da aeronave é calculada pela seguinte fórmula:

$$Q_t = Q_{ckp} + Q_{cabin} + Q_{ebay} + Q_{tail} \quad (55)$$

ou :

$$Q_t = Q_{pessoas} + Q_{equip} + Q_{skin} + Q_{radiação} \quad (56)$$

A carga térmica total devido às pessoas:

$$Q_{pessoas} = Q_{crew} + Q_{pax} \quad (57)$$

A carga térmica total de troca pela fuselagem e pela janela, entre o ambiente externo e interno:

$$Q_{skin} = Q_{ckp,skin} + Q_{cabin,skin} + Q_{ebay,skin} + Q_{tail,skin} + Q_{cabin,jan} + Q_{ckp,jan} \quad (58)$$

A carga térmica total devido à dissipação de calor dos equipamentos:

$$Q_{equip} = Q_{equip,ckp} + Q_{equip,ebay} \quad (59)$$

A carga térmica total devido à radiação incidente na aeronave é dada por:

$$Q_{rad} = Rad_{ckp} + Rad_{cabin} \quad (60)$$

A carga térmica total devido ao insuflamento de ar contabiliza apenas a carga de insuflamento da cabine e do *cockpit* por serem os compartimentos que recebem o ar fresco do sistema:

$$Q_{ecs} = Q_{ecs,cabin} + Q_{ecs,ckp} \quad (61)$$

onde a vazão total de insuflamento é dada por:

$$m_{total,in} = m_{cabin} + m_{ckp} \quad (62)$$

4.3. Ferramenta computacional

O conteúdo apresentado no trabalho foi compilado em uma ferramenta computacional, o “*Engineering Equation Solver*” conhecido como EES, que permite

resolver todas as equações simultaneamente. O EES tem como função básica resolver grupos de equações simplificando o processo, além de fornecer funções matemáticas e termo-físicas prontas para cálculos de engenharia na área da Termodinâmica.

O programa desenvolvido utilizando essa ferramenta computacional facilita os cálculos do presente trabalho, permitindo realizá-los de forma automática e rápida para todas as condições estabelecidas. A ferramenta desenvolvida permite que o usuário especifique as condições de projeto e de contorno, realizando os cálculos para várias especificações rapidamente apenas mudando os dados de entrada.

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

É usual explorar os limites de altitude e temperatura operacional [SALLES, 2006], para verificar as cargas térmicas críticas e assim dimensionar o sistema para o aquecimento e a refrigeração da aeronave corretamente. Para o dimensionamento do sistema de ar condicionado o primeiro passo é definir o envelope operacional da aeronave, ou seja, as máximas e mínimas temperaturas e altitudes em que ela pode operar. Cada aeronave possui seu envelope próprio de operação, nesse caso estabeleceremos um envelope de acordo com as altitudes máximas que já foram definidas na seção 4.1, teto da aeronave de 36 mil pés e máxima altitude de cabine de oito mil pés. As temperaturas de operação foram escolhidas de acordo com dados históricos de máxima e mínima temperatura usuais ocorridas no mundo [MIL-HDBk-310, 1997]. O envelope operacional estabelecido está apresentado na Figura 7:

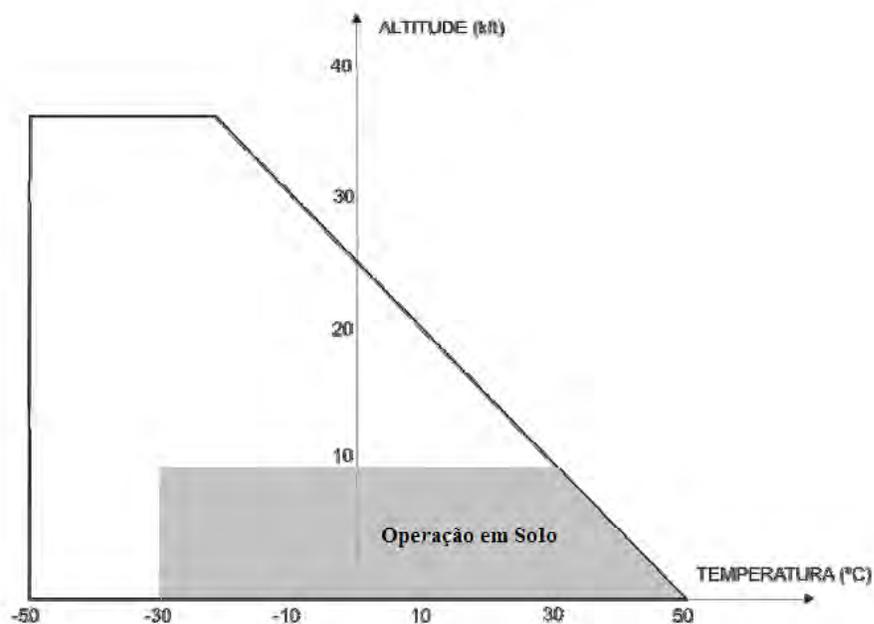


Figura 7 - Envelope Operacional da aeronave considerada

A área sombreada representa a operação em solo da aeronave, ela pode operar entre -30°C até 50°C e em uma altitude máxima de oito mil pés, que é equivalente a máxima

altitude de cabine permitida. Caso a aeronave opere em um aeroporto acima dessa altitude, é preciso pressurizá-la para manter a pressão interna aceitável para o conforto humano (SAE AIR 1168, 1969), porém essa operação é considerada missão especial e não será abordado nesse trabalho.

Após a decolagem, ela pode voar até uma altitude de 36 mil pés e uma temperatura mínima de -50°C . A máxima temperatura de operação é 50°C no nível do mar e diminui gradativamente com o aumento da altitude, seguindo a linha de ISA+35, ou seja, a temperatura padrão na dada altitude mais 35°C . Então a máxima temperatura em que ela pode voar a 36 mil pés é de $-21,32^{\circ}\text{C}$.

Da análise do envelope são derivadas as condições de análise da carga térmica [SALLES, 2006]. Para dimensionar o ar condicionado os cálculos devem ser realizados nos dois extremos do envelope fazendo dois tipos de cálculo. O primeiro percorre a extremidade direita do envelope, aumentando gradativamente a altitude, para o dimensionamento da refrigeração da aeronave. O segundo caso, para o aquecimento da aeronave, percorre a extremidade esquerda do envelope, ou seja, considera o ambiente a uma temperatura de -50°C até a altitude de 36 mil pés (Figura 7).

Os cálculos foram realizados em algumas outras condições para podermos comparar as parcelas que compõe a carga térmica total da aeronave, e assim analisar suas respectivas influências.

5.1. Resfriamento:

No calculo do modo de refrigeração, foi considerada a aeronave em solo, parada, durante um dia quente com radiação solar máxima, velocidade do vento nula, baixa temperatura do ar de entrada (3°C) e máxima lotação da aeronave, dois tripulantes no *cockpit* e oito passageiros na cabine.

O cálculo realizado na condição ISA + 25°C , com uma aeronave de cor branca, que é a mais usual, estão representadas na Figura 8.

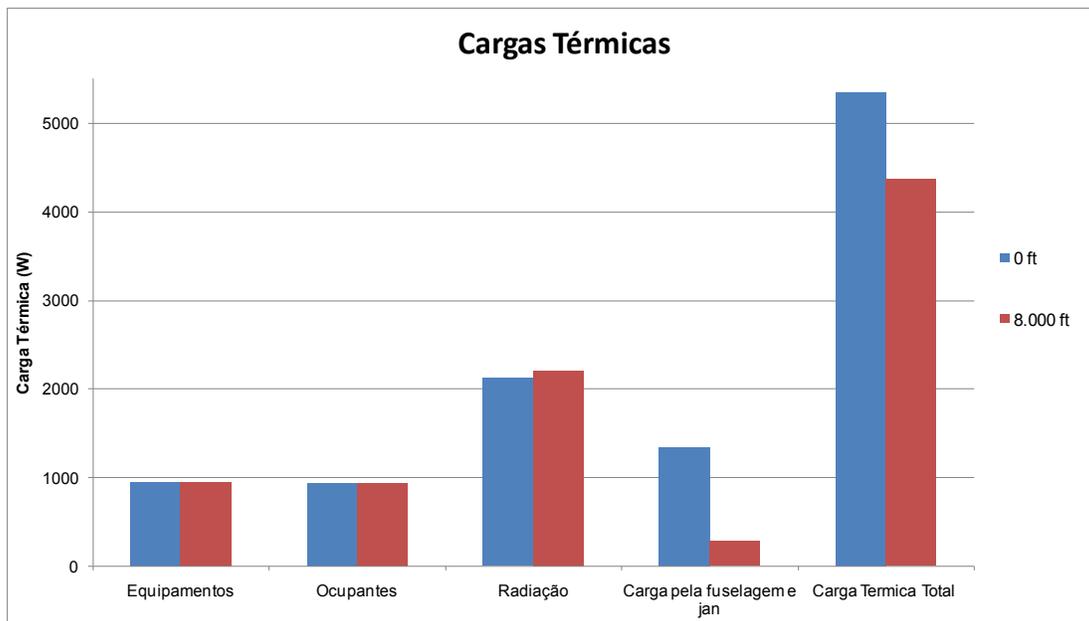


Figura 8- Cargas Térmicas envolvidas nas altitudes de zero e 8mil pés.

No caso de refrigeração da aeronave, a parcela da carga térmica devido à radiação incidente através das áreas transparentes é a maior entre as outras envolvidas, tendo maior influência na carga térmica total e seu valor aumenta com a elevação da altitude da aeronave (Figura 8). As cargas devido à dissipação de calor dos equipamentos e dos ocupantes não dependem da temperatura ou altitude da aeronave, se mantendo constantes com a altitude (Figura 8).

A carga térmica transferida para o interior da aeronave através da fuselagem e das janelas diminui significativamente com o aumento da altitude, isso se deve ao fato da temperatura ambiente externa diminuir à medida que a altitude aumenta, reduzindo a carga térmica total da aeronave (Figura 8). A variação de temperatura do ambiente externo e temperatura da fuselagem em função da altitude nas condições ISA+25°C estão representadas na Figura 9.

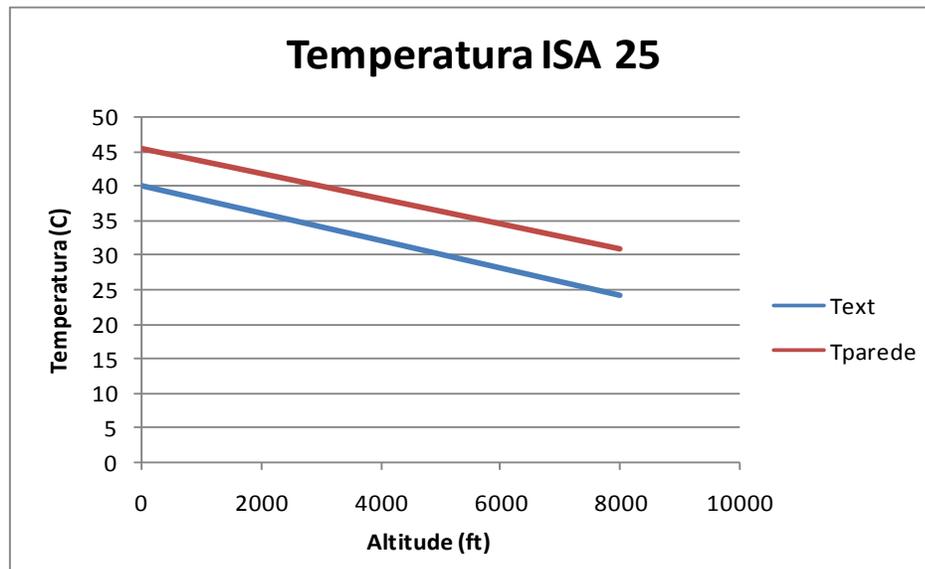


Figura 9 - Altitude versus Temperatura

A carga térmica total da cabine e do *cockpit* são relativamente parecidas (Figura 10). Mesmo com uma geração interna de calor maior devido ao maior número de ocupantes da cabine, o *cockpit* tem uma carga térmica próxima por causa da grande área da janela, que implica em uma maior incidência de radiação solar nesse compartimento. O cone de cauda é o compartimento que tem maior variação na sua carga térmica com o aumento da altitude por ser um compartimento despressurizado e sem isolamento (Figura 10).

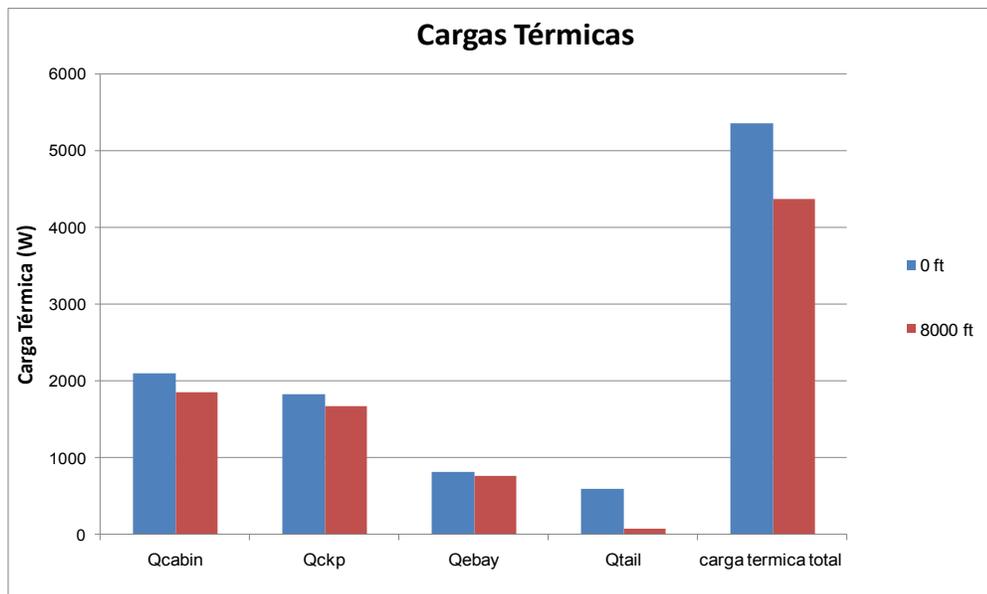


Figura 10- Carga Térmica por compartimento da aeronave

Na Figura 11 e 12 é possível observar a influência do aumento da temperatura externa na temperatura da fuselagem acarretando em um aumento da carga transferida através da fuselagem e janelas para a aeronave e conseqüentemente na carga térmica total da aeronave.

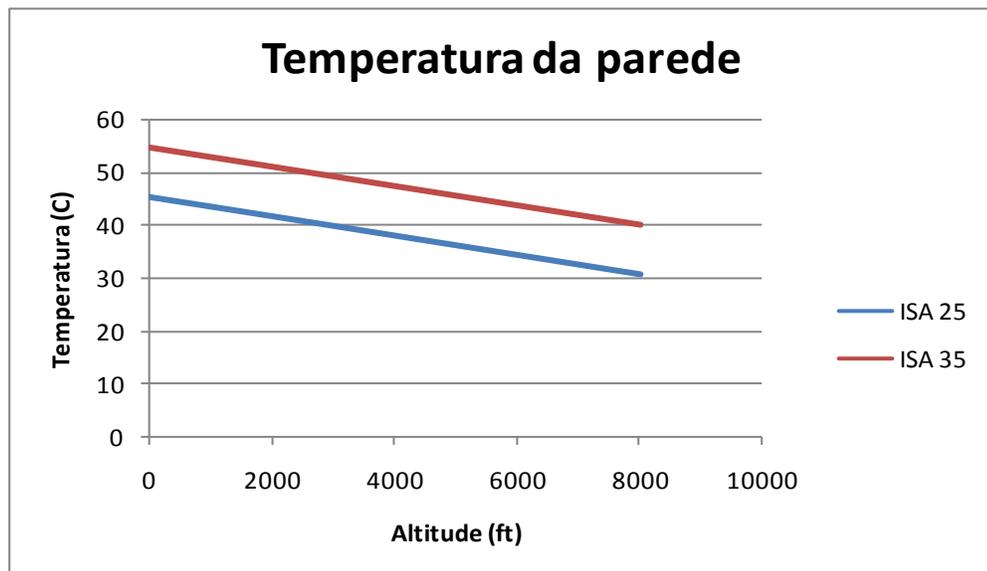


Figura 11 – Temperatura da fuselagem da aeronave nas temperaturas ISA+25 e ISA+35

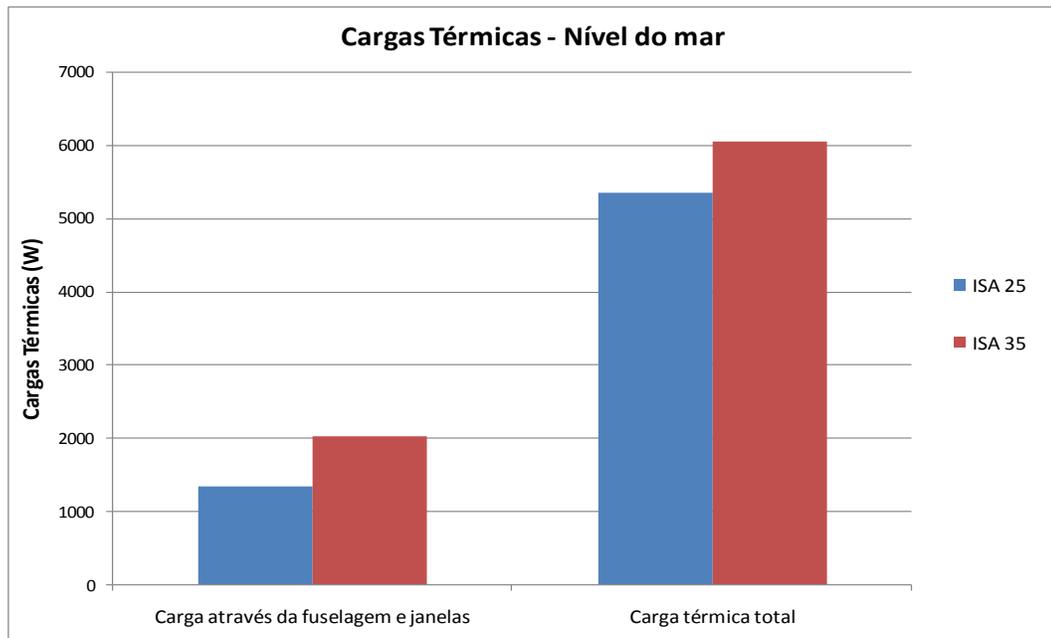


Figura 12 – Carga térmica transferida pela fuselagem e janelas e carga térmica total a temperatura ISA25 e ISA35.

Caso a aeronave seja pintada com uma tinta de cor preta, que possui uma absorvidade maior que a tinta branca [ENGINEERING TOOLBOX], trará um significativo aumento na temperatura da fuselagem (Figura 13), aumentando a transferência de calor através dela (Figura 14) e assim influenciando na carga térmica total da aeronave (Figura 15). As outras parcelas da carga térmica total permanecem inalteradas nesse caso, interferindo apenas na transferência de calor pela parede.

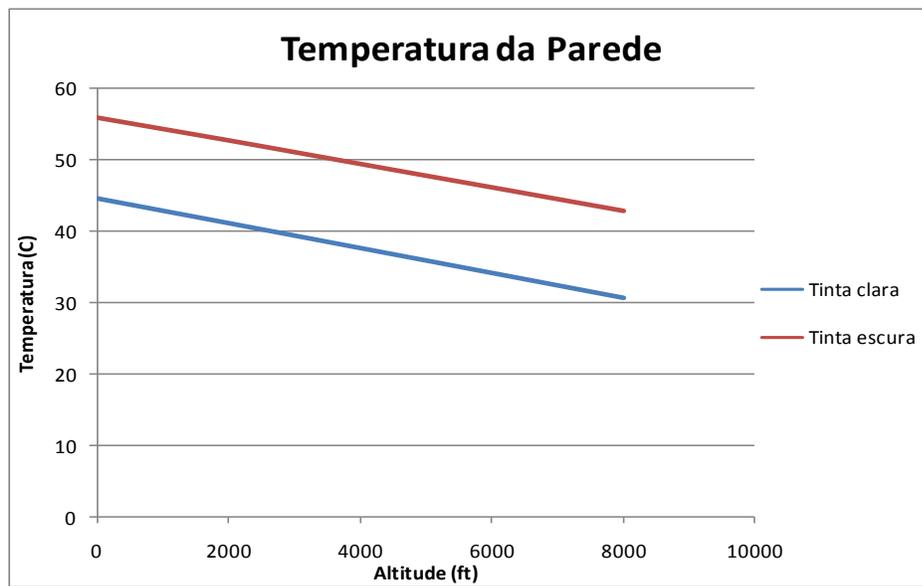


Figura 13 – Temperatura da fuselagem de uma aeronave de cor preta e uma de cor branca

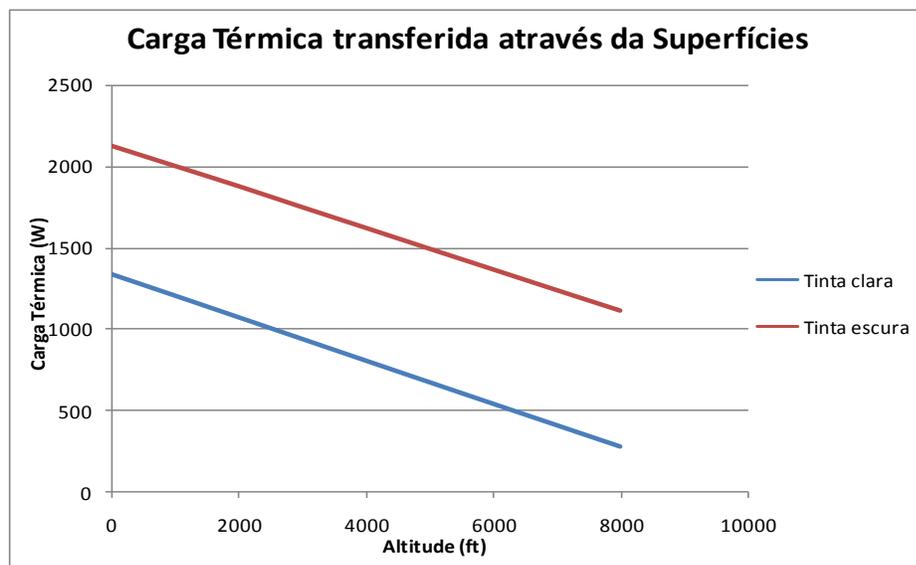


Figura 14 – Carga térmica transferida pela fuselagem e janelas - aeronave é branca ou preta

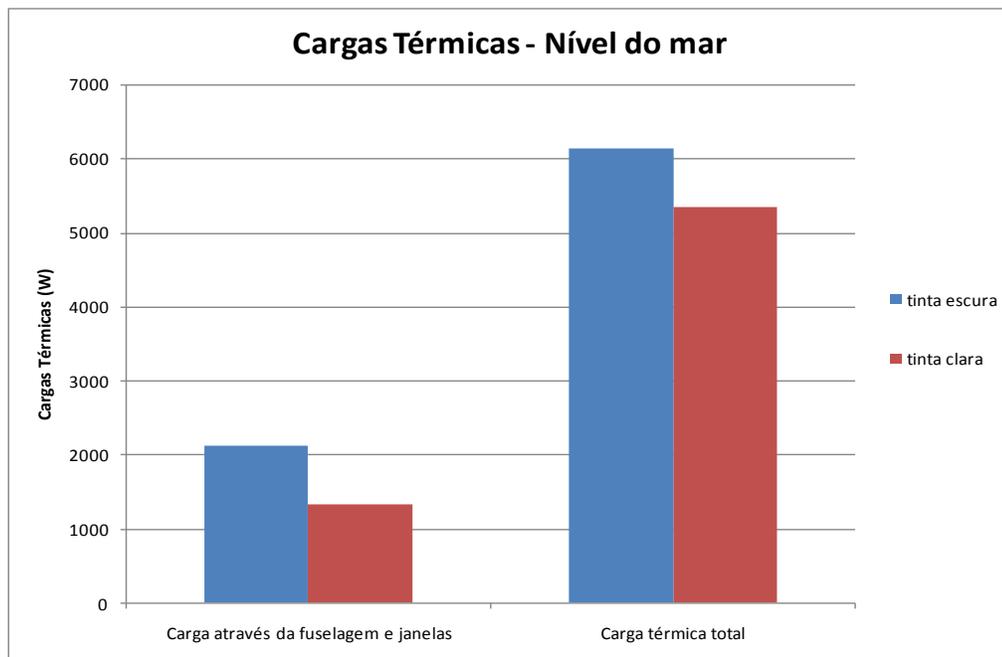


Figura 15 – Carga térmica total e através das superfícies quando a aeronave é clara ou escura

5.1.1. Dimensionamento do sistema – Modo Resfriamento

Para o dimensionamento correto da vazão do sistema de ar condicionado no modo resfriamento, realiza-se os cálculos na condição do extremo quente do envelope operacional. Os valores de vazão obtidos considerando uma temperatura do ar insuflado de 3°C estão representados na Figura 16.

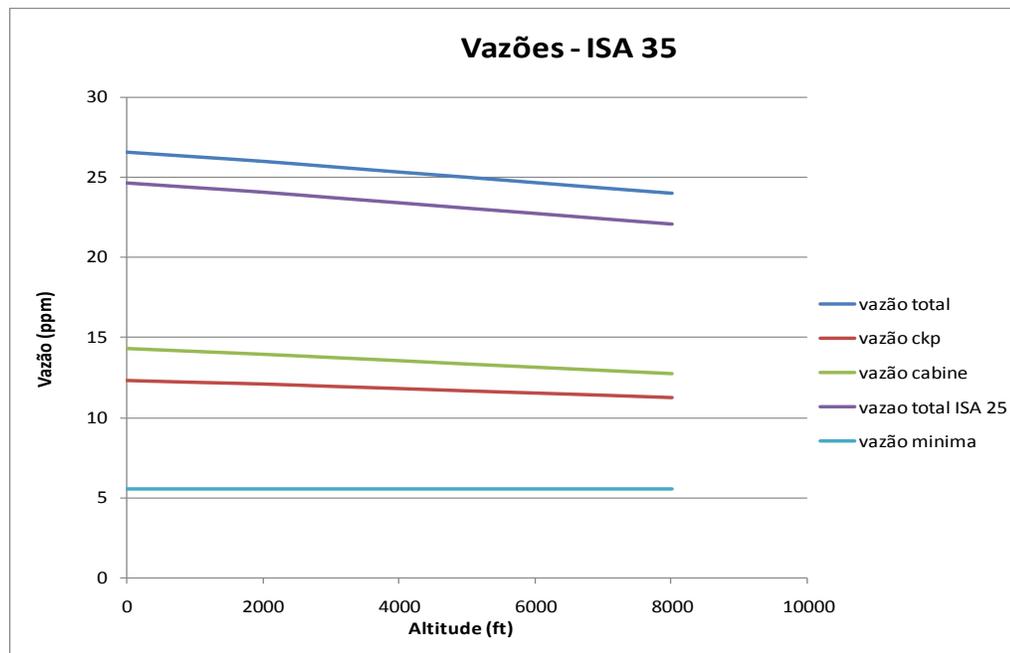


Figura 16 – Vazões dos compartimentos e a total.

É possível observar também a diferença de vazão caso usássemos o ISA+25 para o dimensionamento do sistema de ar condicionado, isso acarretaria em um sub-dimensionamento da aeronave podendo causar problemas caso a aeronave voasse a temperaturas maiores. Os cálculos mostram que o sistema atende o requisito de 0,55 lbm/min de ar fresco por pessoa (Figura 16).

Para não ocorrer um super-dimensionamento do sistema que poderia acarretar em aumento de peso e custos desnecessários para a aeronave, o dimensionamento para a aeronave pintada de tinta escura, que não é comum, pode ser considerado um opcional.

5.2. Aquecimento:

Para o cálculo no modo aquecimento foi considerado um dia frio, durante a noite (radiação solar nula), aeronave em vôo com baixo Mach (Figura 17), 30% do calor dissipado pelos equipamentos (alguns equipamentos desligados), nenhum passageiro na cabine e dois tripulantes no *cockpit*. Foi estabelecidas também uma temperatura interna da aeronave de 24°C e uma vazão de insuflamento de 15 lbm/min, sendo 30% para o *cockpit* e

70% para a cabine. Essas porcentagens foram estabelecidas proporcionalmente às áreas de fuselagem de cada compartimento.

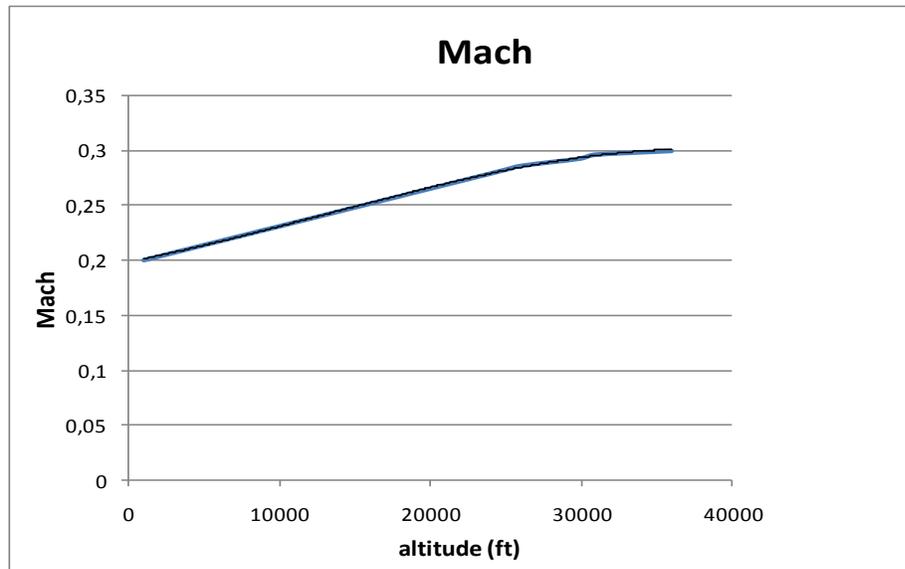


Figura 17 – Variação do Mach da aeronave em função da altitude.

Ao contrário do modo resfriamento da aeronave, nesse caso a parcela que tem mais influência é a perda de calor pela parede da aeronave (Figura 18), isso se deve à baixa temperatura externa e ausência de radiação solar, que acarreta numa baixa temperatura da fuselagem e das janelas, aumentando a perda de calor. A aeronave perde calor consideravelmente mais em altas altitudes devido às baixas temperaturas nessa condição (Figura 18).

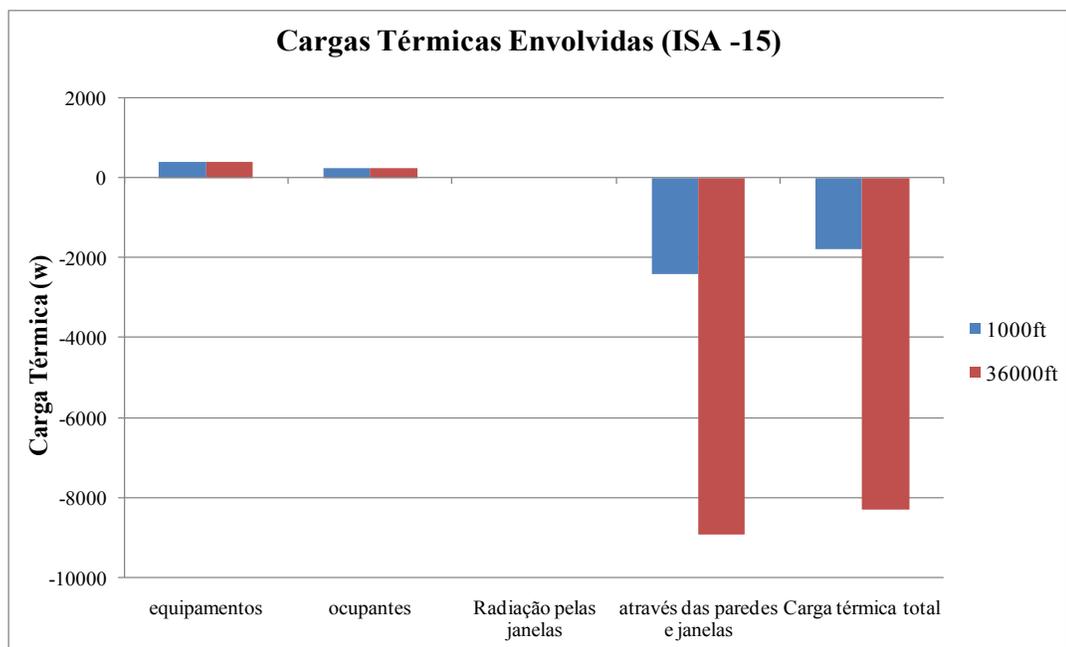


Figura 18- Cargas Térmicas envolvidas na condição ISA – 15

Nesse caso, o cone de cauda também foi o compartimento que sofreu maior variação da sua carga térmica com o aumento da altitude devido à ausência de isolante (Figura 19).

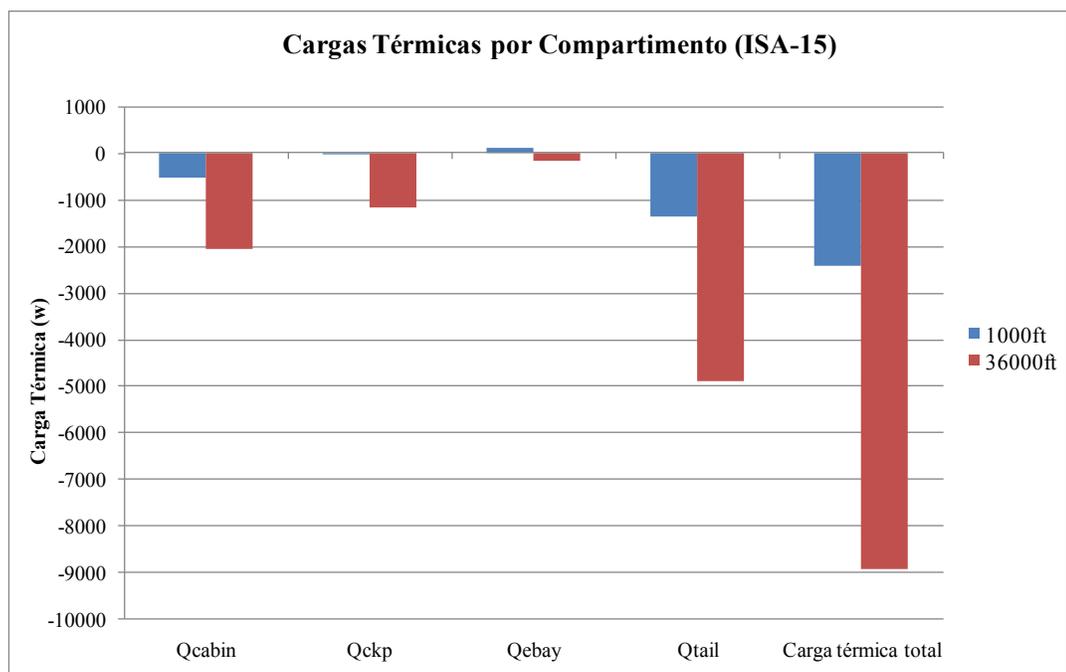


Figura 19 - Cargas Térmicas envolvidas nas altitudes de zero e 8mil pés.

O calor perdido através da fuselagem e janelas da aeronave influencia na temperatura de insuflamento de ar na aeronave. Quanto mais calor ela perde, maior é a temperatura de insuflamento com o aumento da altitude (Figura 20).

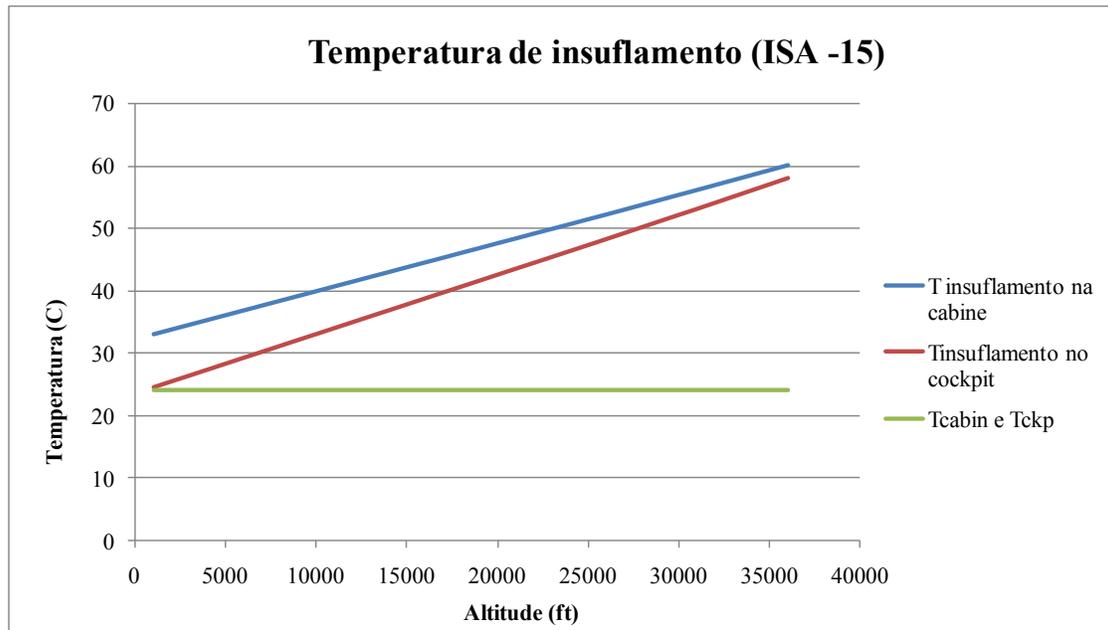


Figura 20 – Temperatura de insuflamento de ar em função da altitude

A temperatura de insuflamento no *cockpit* na altitude de aproximadamente mil pés é a mesma que a temperatura do ambiente do compartimento, pois sua carga térmica até essa altitude ainda é próxima de zero devido à geração interna de calor e da perda de calor através da fuselagem e janelas da aeronave que são parecidas (Figura 19). Com o aumento da altitude de vôo, a perda de calor através das superfícies aumenta enquanto a geração interna de calor se mantém constante fazendo com que aumente a perda de calor (Figura 18).

A variação da carga térmica com o aumento da altitude, considerando a temperatura de -50°C não houve variação significativa, pois a temperatura externa continuou a mesma (Figura 21).

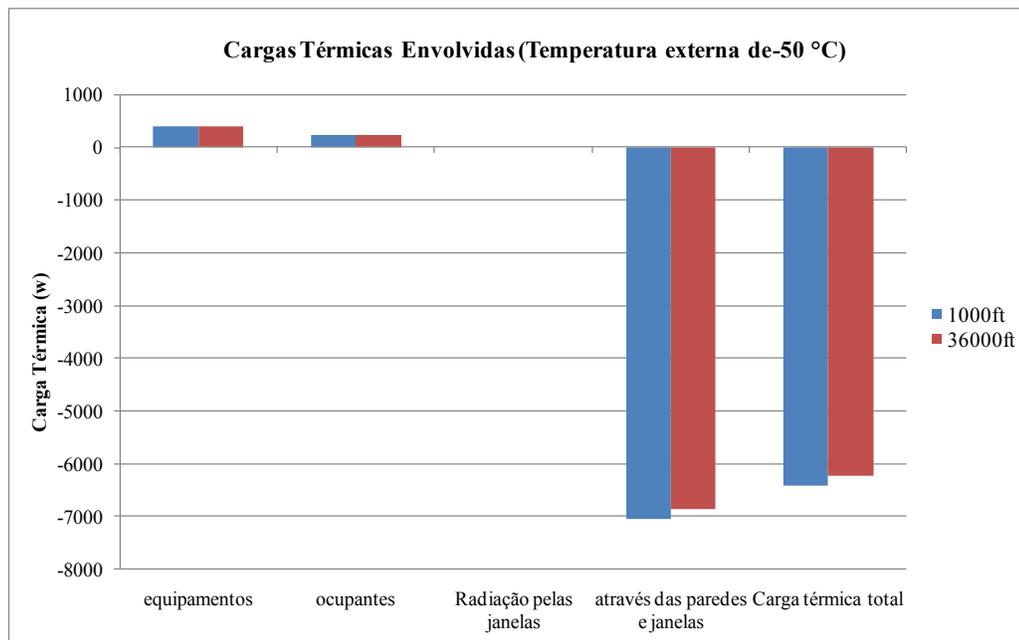


Figura 21 – Cargas Térmicas envolvidas na temperatura externa de -50°C em todas as altitudes.

A carga térmica na altitude de vôo de 36 mil pés é um pouco maior que no nível do mar, quando a temperatura externa é constante, devido ao aquecimento aerodinâmico com o aumento do Mach da aeronave. Com uma maior temperatura da fuselagem devido a esse aquecimento aerodinamico (Figura 22) a perda de calor diminui com o aumento da altitude.

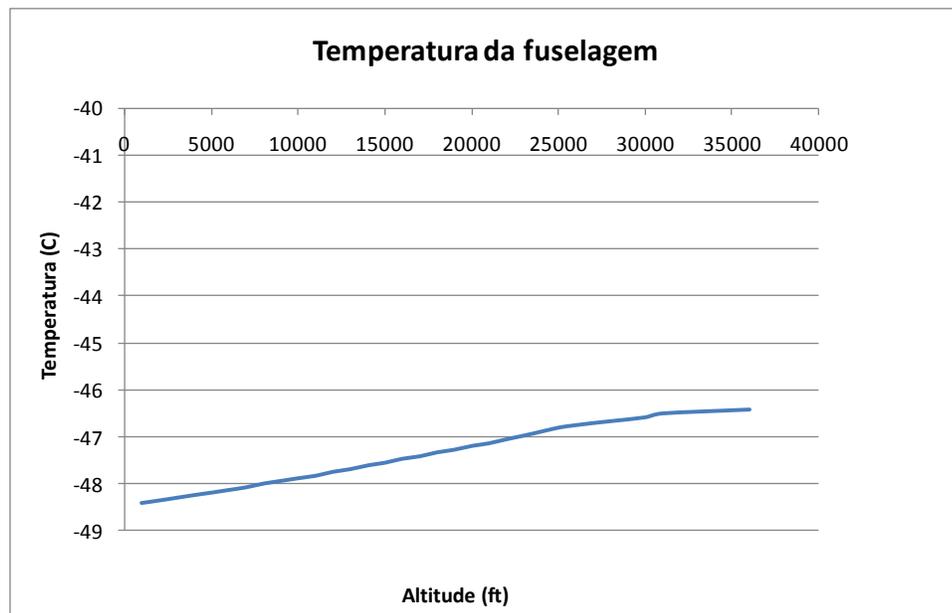


Figura 22 – Temperatura da fuselagem da aeronave em função da altitude

5.2.1. Dimensionamento do sistema – Modo aquecimento

O envelope utilizado como base para essa aeronave permite que ela voe em uma temperatura de no mínimo -50°C , então não é preciso dimensionar o sistema para temperaturas menores, pois traria um aumento inútil de peso e custo da aeronave.

No dimensionamento do sistema nesse caso, foi estabelecida uma vazão de 15 lbm/min, 7,5 lbm/min para a cabine e 4,5 lbm/min para o *cockpit*, que é uma vazão escolhida baseada em dados de aeronaves reais, buscando então a temperatura de insuflamento de ar na aeronave. A temperatura externa é a mesma com o aumento da altitude, assim não há variação significativa tanto para a carga térmica (Figura 21) quanto para a temperatura de insuflamento (Figura 23):

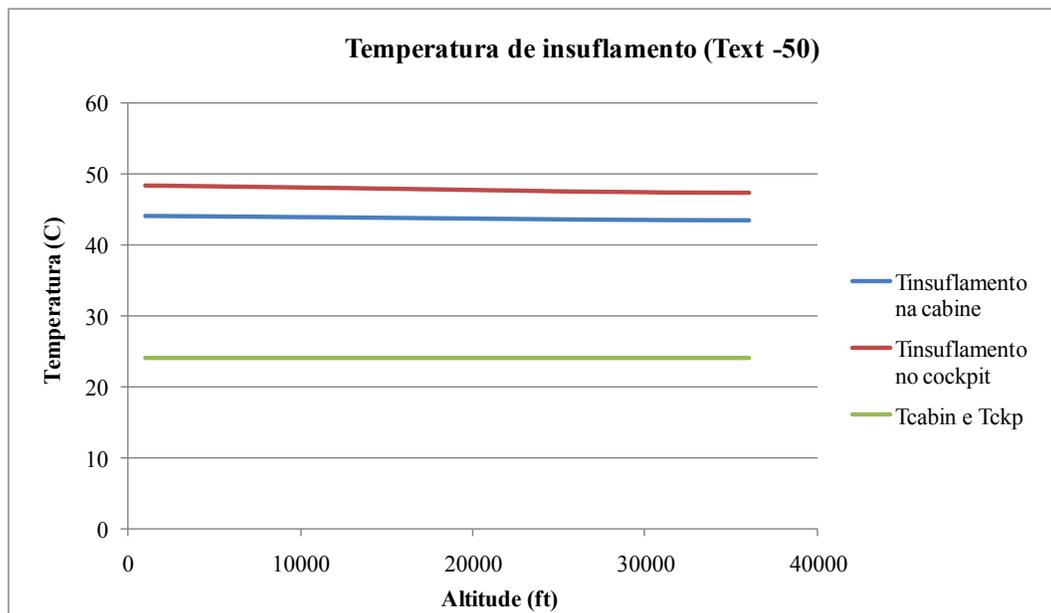


Figura 23- Temperatura de insuflamento em função da temperatura

Então é possível estabelecer uma temperatura máxima de insuflamento no extremo frio da aeronave não variando com a altitude, que trará uma variação de temperatura insignificante nos compartimentos da aeronave e estarão dentro da faixa de temperatura aceitável, entre 18°C e 29°C. Estabelecendo a partir dos resultados observados na Figura 23, uma temperatura de 44°C para a cabine e 48°C para o *cockpit* nesse caso, a variação de temperatura ambiente interna não terá alteração significativa (Figura 24):

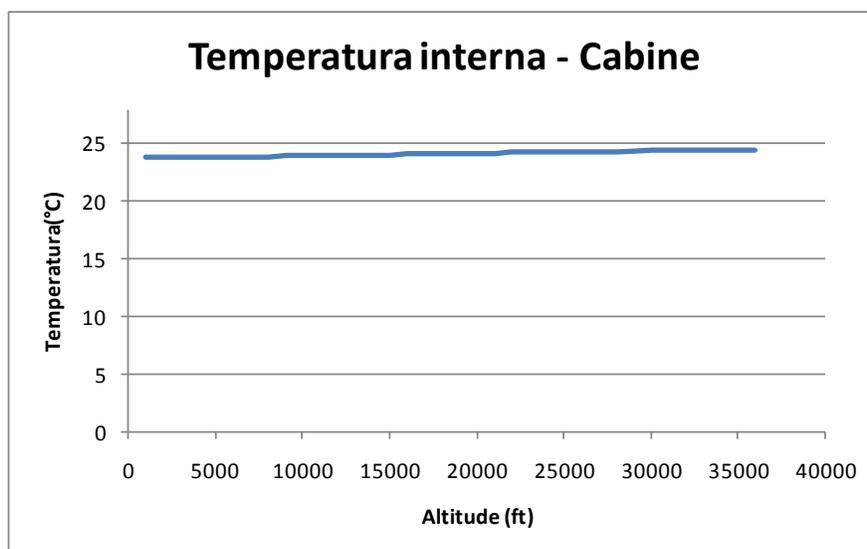


Figura 24 – Temperatura interna na cabine

Caso a temperatura ambiente interna requerida para a cabine e *cockpit* seja menor que 24°C, a temperatura de insuflamento será menor já que o ar insuflado, nesse caso, é para o aquecimento da aeronave. A variação da temperatura de insuflamento na cabine se a temperatura interna requerida for de 20 °C está mostrada na Figura 25.

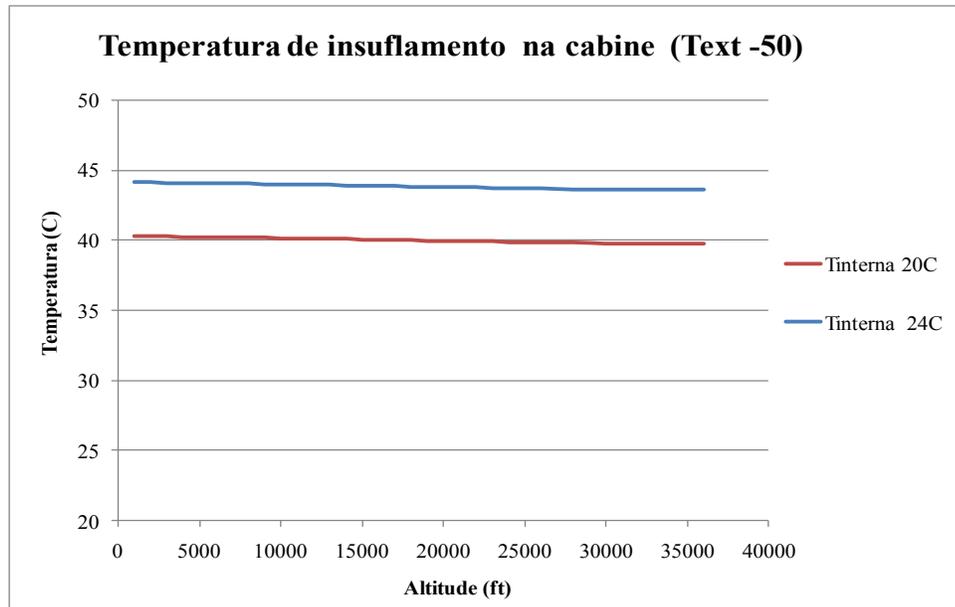


Figura 25 – Temperatura de insuflamento na cabine

6. CONCLUSÃO

O desenvolvimento do programa para o cálculo das cargas térmicas e dimensionamento do sistema de ar condicionado aplicado à aeronave hipotética permitiu analisar a sensibilidade das parcelas da carga térmica total e os respectivos parâmetros de maior influência, assim como o dimensionamento do ar condicionado em termos de vazão e temperatura para manter o conforto térmico.

No cálculo de refrigeração da aeronave conclui-se que a radiação é a parcela mais influente na carga térmica total e ela aumenta com o acréscimo da altitude. Por essa razão o tamanho da janela também tem grande influência, pois é através dela que a radiação incide no interior da aeronave. No dimensionamento do ar condicionado nesse caso, a vazão de ar, dada uma baixa temperatura de insuflamento, é diretamente proporcional à sua carga térmica.

Foi possível observar tanto no resfriamento como no aquecimento, a influência da temperatura externa na carga térmica total que diminui com o aumento da altitude e assim aumenta a perda de calor através da fuselagem e janela da aeronave. No cálculo de aquecimento da aeronave essa parcela da carga térmica é a mais significativa.

O dimensionado no caso de aquecimento da aeronave, dada uma vazão estabelecida, a temperatura de insuflamento de ar aumenta com o aumento da perda de calor.

Comparando as cargas térmicas em diferentes altitudes e com uma mesma temperatura externa, viu-se que não há variação significativa, então a variação da carga térmica com a altitude é principalmente devido à variação de temperatura e não à variação de pressão e/ou densidade do ar.

O compartimento que tem maior variação na carga térmica com o aumento da altitude é o cone de cauda, o qual não possui isolamento. O compartimento que apresenta menor variação é o *ebay* que possui uma camada a mais de isolante. Demonstra-se assim a importância do isolamento na aeronave, principalmente em compartimentos onde o controle de temperatura tem requisitos mais restritivos, como o *cockpit* e cabine.

Os resultados obtidos mostram que, apesar das premissas e simplificações adotadas para a realização do trabalho, o programa elaborado pode ser considerado uma boa

aproximação em relação aos valores reais permitindo assim que ele seja aplicado no cálculo de carga térmica e dimensionamento preliminar, em termos de vazão e temperatura, do sistema de ar condicionado da aeronave ainda em estágios de estudos preliminares do projeto.

O programa desenvolvido está sendo usado no desenvolvimento de uma aeronave real, o qual será refinado de acordo com a evolução do desenvolvimento, podendo ser aplicado em outros desenvolvimentos de aeronaves atualizando apenas os dados específicos do projeto e as condições de contorno.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] DEPARTMENT OF DEFENCE. **MIL-HDBk-310**: Global Climatic Data for Developing Military Products. DoD, 1997.

[2] ENGINEERING TOOLBOX. **Emissivity Coefficients**. Disponível em: <http://www.engineeringtoolbox.com/emissivity-coefficients-d_447.html>. Acesso em 5 de outubro de 2011.

[3] FAYE C. MC. QUISTON E JERALD D. PAKER. **Heating, Ventilating, and air conditioning – Analysis and Design**.

[4] INCROPERA, Frank P.; DeWITT, David P. **Fundamentos de transferência de calor e de massa**. 4ª ed. Rio de Janeiro: LTC, 1998.

[5] KARGILIS, P. E. Al. **Design and development of automotive air conditioning systems**. Curso do University Consortium for Continuing Education. Munich: UCCE, 1996.

[6] PIRANI, Prof. Dr. Marcelo José. **Refrigeração e Ar Condicionado: Parte I - Refrigeração**. Disponível em: <http://www.eletrodomesticosforum.com/cursos/refrigeracao_ar/Apostila_Refrigeracao1.pdf>. Acesso em: 10 ago. 2011.

[7] RENEWABLE RESOURCE DATA CENTER. **Solar radiation resource information**. Endereço eletrônico: <http://rredc.nrel.gov/solar/>.

[8] SAE. **ARP85E**: Air Conditioning Systems for Subsonic Airplanes. SAE, 2002.

[9] SALLES, Everton Luiz. **Determinação de carga térmica de refrigeração e análise do ciclo de refrigeração a vapor para uma aeronave de pequeno porte**. 2006. 241f. Tese de mestrado profissionalizante – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

[10] SERVIÇO TÉCNICO DE BIBLIOTECA E DOCUMENTAÇÃO. **Diretrizes para apresentação de dissertação, tese, monografia e trabalho conclusão de curso**. FEG-UNESP / Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá. STBD – Guaratinguetá : [s.n.], 2009. 89f

[11] SILVA, Jesue Graciliano da. **Introdução a Tecnologia da Refrigeração e da Climatização**. Sao Paulo: Artliber Editora, 2004. 219 p.

[12] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **SAE AIR1168**: Aerospace applied thermodynamics manual. 2^a ed. New York: SAE, 1969.

[13] STOECKER, Wilbert F.; JONES, Jerold W. **Refrigeração e ar condicionado**. 1^a ed. São Paulo: McGraw-Hill, 1985.

[14] TORGESON, W.L.; JOHSON, H.C.; WRIGHT JR., N.B. **Engineering study of air conditioning load requirements for aircraft compartments**. Relatório do Wright Air Development Center, 1955. Springfiled: USAF, 1956.

ANEXO A – Modelo de Radiação

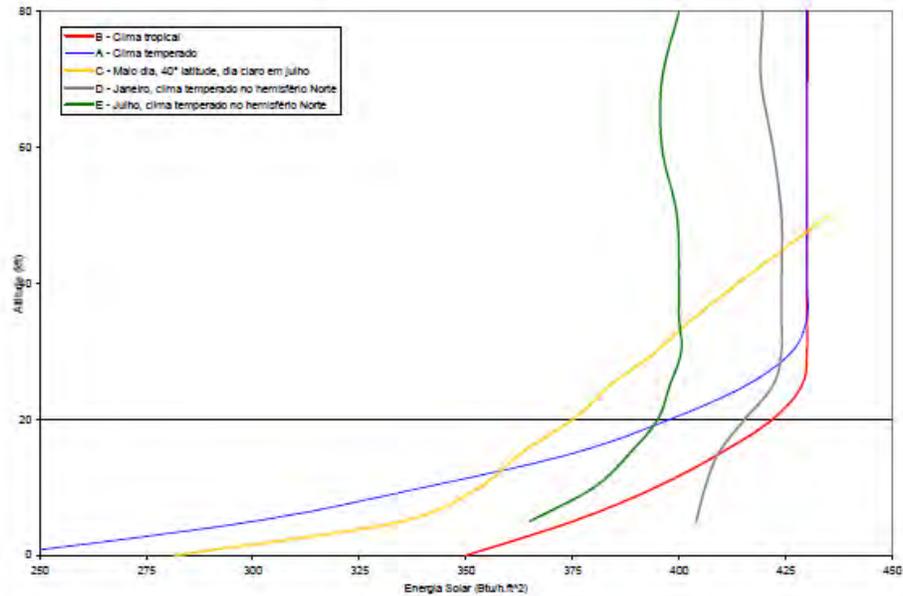


Figura 26 - Energia Solar *versus* altitude – [RENEWABLE RESOURCE DATA CENTER]

APÊNDICE A – Temperaturas externas

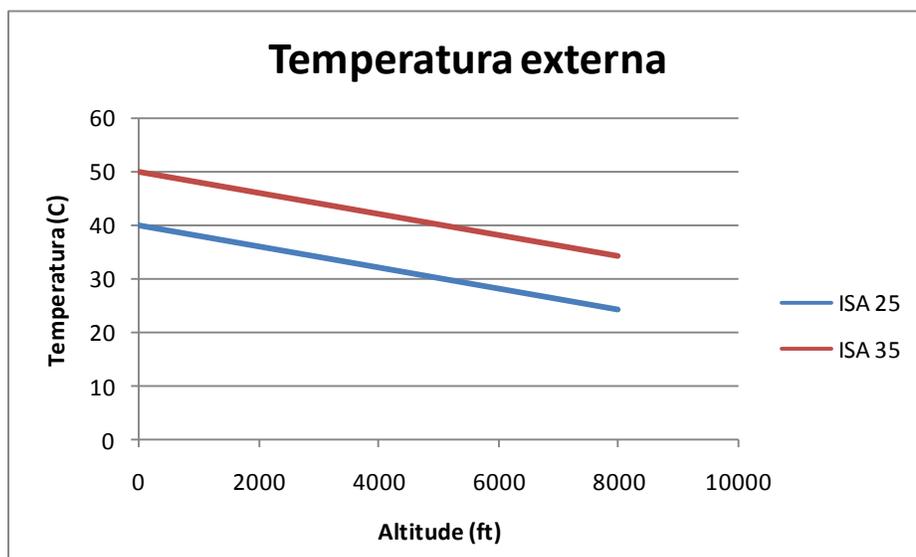


Figura 27 – Temperaturas externas nas condições ISA+25 e ISA+35

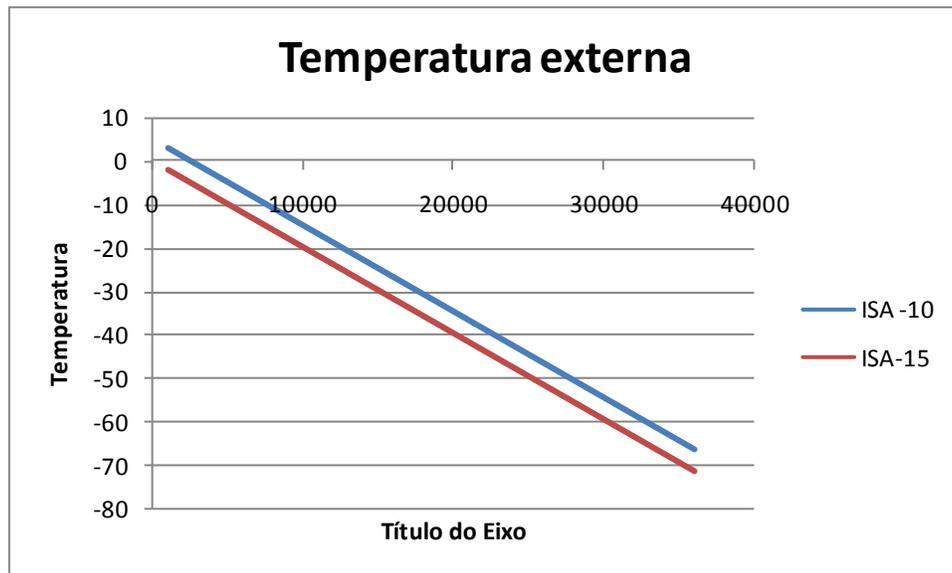


Figura 28 - Temperaturas externas nas condições ISA-10 e ISA-15