

UNESP



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

MARCELO DE ALMEIDA RAMSDORF

**CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A ETANOL DIRETO EMBARCADAS EM
AERONAVES: ESTUDO DE UTILIZAÇÃO E RECUPERAÇÃO DE CALOR
RESIDUAL**

**GUARATINGUETÁ
2016**

UNESP
Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

GUARATINGUETÁ
2016

RAMSDORF, Marcelo de Almeida

DM
2016

MARCELO DE ALMEIDA RAMSDORF

**CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A ETANOL DIRETO EMBARCADAS EM
AERONAVES: ESTUDO DE UTILIZAÇÃO E RECUPERAÇÃO DE CALOR
RESIDUAL.**

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica na área de Energia.

Orientador: José Alexandre Matelli
Co-Orientador:

GUARATINGUETÁ

2016

R182c	<p>Ramsdorf, Marcelo de Almeida</p> <p>Células-combustível a etanol direto embarcadas em aeronaves: estudo de utilização e recuperação de calor residual / Marcelo de Almeida Ramsdorf– Guaratinguetá, 2016.</p> <p>94 f. : il.</p> <p>Bibliografia : f. 85-88</p> <p>Dissertação (Mestrado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2016.</p> <p>Orientador: Prof. Dr. José Alexandre Matelli</p> <p>1. Células à combustível 2. Calor - Armazenamento 3. Aeronaves I. Título</p> <p>CDU 662.7(043)</p>
-------	--

MARCELO DE ALMEIDA RAMSDORF


ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”

PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: Energia

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO


Prof. Dr. Edson Cocchieri Botelho
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. JOSÉ ALEXANDRE MATELLI
UNESP/FEG


Prof. Dr. CELSO EDUARDO TUNA
UNESP/FEG


Prof. Dr. AMIR ANTÔNIO MARTINS OLIVEIRA JÚNIOR
Universidade Federal de Santa Catarina/UFSC

Fevereiro de 2016

DADOS CURRICULARES

MARCELO DE ALMEIDA RAMSDORF

NASCIMENTO	26/10/1979 – VIDEIRA / SC
FILIAÇÃO	Ervino Valter Ramsdorf Marli Terezinha de Almeida Ramsdorf
1998 / 2003	Curso de Graduação Engenharia Mecânica – Universidade do Estado de Santa Catarina UDESC. Campus Joinville.
2004	Pós-Graduação: Engenharia Mecânica na Área Nuclear. Nível de Lato Sensu, Universidade Federal do Rio de Janeiro – Coppe / UFRJ.
2005 / 2007	Indústrias Nucleares do Brasil S/A – INB. Engenharia de Produto na Unidade I de Resende / RJ.
2008 / Atualmente	Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC. Certificação de Produto Aeronáutico na Unidade de São José dos Campos / SP

RAMSDORF, M. A. Células-combustível a etanol direto embarcadas em aeronaves: estudo de utilização e recuperação de calor residual. 2016. 91 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2016.

RESUMO

O uso de células combustível de baixa temperatura embarcadas em aeronaves pode favorecer a geração de energia elétrica sem maiores impactos ambientais. Se, por um lado, o projeto de aeronaves atuais requer o uso de sistemas dedicados, por outro há uma maior demanda de energia elétrica a bordo. Isto significa que a pressurização da cabine, o sistema anti-gelo e a hidráulica da aeronave não devem depender da extração de ar do compressor das turbinas ou da potência de eixo. Entretanto, células combustível a hidrogênio apresentam dificuldades aos projetistas devido aos tanques de armazenamento, componentes em alta pressão e altas temperaturas para a reforma. Neste contexto, as células-combustível a etanol direto são uma tecnologia promissora. Publicações recentes mostram que, devido à baixa eficiência, células a etanol líquido em eletrólitos de membrana polimérica produzem calor residual. Conforme o Diagrama de Sankey obtido neste trabalho, 68% da energia total do combustível é convertida em calor, que deve ser gerenciado para evitar o ressecamento da membrana e o colapso do sistema. No presente trabalho um arranjo teórico de células a etanol direto é estudado. A metodologia leva em conta as demandas de energia de uma aeronave a jato de transporte regional em cada etapa do voo (táxi, decolagem, cruzeiro, descida e pouso). O trabalho apresenta uma contribuição inédita pela análise exérgica do arranjo, que fornece um bom critério para a melhor escolha entre um sistema de cogeração ou recuperação de calor a bordo. Em um sistema otimizado, o calor residual pode ser utilizado no aquecimento de cabine ou aquecimento do combustível da aeronave. São apresentadas algumas estimativas de capacidade de aquecimento do combustível e da produção de água aquecida. A metodologia pode auxiliar o projetista a escolher entre duas configurações possíveis (com recuperação de calor no aquecimento de cabine ou puramente elétrico) dependendo da missão proposta para a aeronave.

PALAVRAS-CHAVE: Célula-combustível, exergia, energia térmica, aeronaves.

RAMSDORF, M. A. **Aircraft embarked direct ethanol fuel cells: waste heat recovery and optimization.** 2016. 91 p. Thesis (Master's Degree in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2016.

ABSTRACT:

The use of low temperature fuel cell stacks onboard aircrafts may provide a good way to generate electricity with less environment impact. Nowadays, the design of jet aircrafts requires embedded systems, which demand more electric power. This means that cabin air pressure, anti-icing and hydraulics should not depend on the engine bleed air or shaft power. However, hydrogen fuel cells pose difficulties for aircraft designers due to the storage tanks, high pressure systems and high temperatures for reforming. In this context, direct ethanol polymeric fuel cells are a promising technology. Recent publications show that the low efficiency of liquid ethanol in polymeric electrolyte produces waste heat. According to the Sankey Diagram obtained, 68% of the total input energy is heat that must be managed to avoid electrolyte drying and system collapse. In this article, a theoretical direct ethanol fuel cell stack is studied. The methodology takes into account the energy demands of a regional jet for each flight regime (start up, taxi, take off, cruise, descend and landing). It provides an unprecedented exergetic analysis that points out a good hint to choose between cogeneration or heat recovery onboard aircraft. The waste heat may be recovered for cabin and aircraft fuel heating in an optimized system. Some predictions for aircraft fuel heating capacity and water production are also presented. The methodology may help designers to decide which configuration is more appropriate (whether use heat recovery for cabin heating or a pure electric fuel cell stack) for the aircraft mission sought.

KEYWORDS: fuel cell, exergy, heat, aircraft

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Distribuição dos geradores em uma aeronave típica.	19
Figura 2 – Turbinas do tipo RAT demonstrada em solo.	19
Figura 3 – Componentes do sistema de potência do A380.	20
Figura 4 – Componentes do sistema de potência do Boeing 787.	21
Figura 5 – Variação das propriedades da atmosfera em função da altitude.	23
Figura 6 – Componentes de um sistema de pressurização de cabine convencional.	24
Figura 7 – Sistema anti-gelo da asa.	26
Figura 8 – Configuração dos tanques de combustível em uma aeronave típica	28
Figura 9 – Localização dos sistemas hidráulico e de combustível em uma aeronave.	28
Figura 10 – Uso de combustível como fluido de troca do óleo hidráulico	29
Figura 11 – Arquiteturas de motor convencional e essencialmente elétrico.	30
Figura 12 – Comparação de uma arquitetura convencional de uma aeronave essencialmente elétrica.	32
Figura 13 – Princípio de funcionamento de uma célula de polimérica.	33
Figura 14 – Efeitos dos sobre-potenciais na tensão da célula em função da corrente.	35
Figura 15 – Curvas características de uma célula SOFC em função da densidade de corrente e geometria.	38
Figura 16 – Curva característica de uma célula PEM.	39
Figura 17 – Composição da reforma do gás natural em função da temperatura.	41
Figura 18 – Composição da reforma do etanol em função da temperatura	41
Figura 19 – Arranjo do projeto conceitual conduzido pela Boeing para aplicação no Boeing 787.	43
Figura 20 – Impacto do sistema no ganho de peso da aeronave	44
Figura 21 – Princípio de funcionamento de uma célula de polimérica a etanol direto.	45
Figura 22 – Curva característica de uma célula DEFC.	46
Figura 23 – Configuração ensaia da em voo pela Boeing.	47
Figura 24 – Configuração ensaia da em voo pelo Instituto ENFICA.	47
Figura 25 – Forma usual de gerenciamento do calor gerado em células PEM.	48
Figura 26 – Diagrama de Sankey de arranjo de células PEM instalado em um ônibus para serviço de transporte público.	49
Figura 27 – Curvas de demanda de energia em função da etapa de voo.	55
Figura 28 – Tensão da Célula e Densidade de Potência em função da densidade de corrente.	63

Figura 29 – Sistema do arranjo DEFC em estudo	67
Figura 30 – Resultados obtidos para a tensão de célula e densidade de potência em função da temperatura	68
Figura 31 – Diagrama de Sankey para o arranjo de células.	70
Figura 32 – Diagrama de Grassman para o arranjo.	70
Figura 33 – Diagrama do sistema de células com recuperação do calor dos sobre-potenciais.	74
Figura 34 – Diagrama do sistema de recuperação da água aquecida por um misturador.	76
Figura 35 – Localização do arranjo de células na aeronave	76
Figura 36 – Diagrama de Sankey para o sistema otimizado.	77
Figura 37 – Diagrama de Grassman para o sistema otimizado.	78
Figura 38 – Consumo de etanol conforme a fase de voo.	79
Figura 39 – Produção de água aquecida conforme a fase de voo.	80
Figura 40 – Capacidade de produção de água aquecida conforme a fase de voo.	80
Figura 41 – Capacidade de aquecimento da querosene conforme a fase de voo.	81

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Pontos de congelamento para diferentes combustíveis.....	27
Tabela 2 – Tipos de sobre-potenciais.....	36
Tabela 3 – Valores de exergia química específica.....	51
Tabela 4 – Demanda de energia elétrica e térmica para cada etapa do voo.....	56
Tabela 5 - Parâmetros utilizados no modelo.....	61
Tabela 6 – Definição da configuração ou Arranjo de Células-Combustível.....	64
Tabela 7 – Correntes do sistema.....	71
Tabela 8 – Correntes mássicas do sistema operando em 65KW.....	78

LISTA DE SIGLAS

APU	<i>Auxiliary Power Unit</i>
DEFC	<i>Direct Ethanol Fuel Cell</i>
DEPEM	<i>Direct Ethanol Polymeric Fuel Cell</i>
EtOH	Etanol
DMFC	<i>Direct Methanol Fuel Cell</i>
MCFC	<i>Molten Carbonate Fuel Cell</i>
PAFC	<i>Phosphoric Acid Fuel Cell</i>
PEM	<i>Polymeric Electrolyte Membrane</i>
RAT	<i>Ram Air Turbine</i>
SOFC	<i>Solid Oxide Fuel Cell</i>
VAC	<i>Volt Alternate Current</i>
VDC	<i>Volt Direct Current</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

$C_{EtOH} = C_{F,EtOH}$	concentração local de etanol, mol/ml
$C_{F,EtOH}$	concentração do etanol na admissão da célula, mol/ml
C_{H_2O}	concentração local da água, mol/ml
C_{Ob}	concentração do oxigênio, mol/ml
C_p	calor específico, kJ/(kgK)
D_{EtOH}^d	coeficiente de difusão do etanol na água, cm ² /s
D_{O_2}	difusão do oxigênio, cm ² /s
E_i	soma de todas as exergias na entrada do sistema, kW
E_e	soma de todas as exergias na saída do sistema, kW
$\bar{e}x_i^{ch_0}$	exergia específica da substância pura “i” no estado de referência (T ₀ , P ₀), kJ/mol
F=96485	constante de Faraday, C/mol
\bar{h}_i	entalpia específica da espécie “i” na temperatura e pressão da célula, kJ/mol
$\bar{h}_{i,0}$	entalpia específica da espécie “i” na pressão e temperatura padrão, kJ/mol
\bar{h}_i	entalpia específica da espécie “i”, kJ/mol
\bar{h}_i^0	entalpia específica da espécie “i” no estado de referência (T ₀ , P ₀), kJ/mol
i	densidade de corrente da célula, mA/cm ²
i_0	corrente de ativação no ânodo e cátodo, mA/cm ²
K_{EtOH}	parâmetro global, Coulomb (mol cm) ^{-1/2} /s
k^d	coeficiente de transporte de massa do etanol na camada de difusão, cm/s
k_f	coeficiente de transporte de massa da camada de alimentação para a camada de difusão, cm/s
l_d	espessura do eletrodo, cm
$m_{querosene}$	vazão de querosene, kg/s
M_{H_2O}	massa molar da água, kg/kmol.
$\dot{n}_{out}^{CO_2}$	taxa de produção de dióxido de carbono, mol/s
$\dot{n}_{out}^{H_2O}$	taxa de produção de água, mol/s
\dot{n}_{in}^{EtOH}	taxa de consumo de etanol mol/s
$\dot{n}_{in}^{O_2}$	fluxo de oxigênio, mol/s
\dot{n}_i	fluxo molar da espécie “i”, mol/s;

- P, P_{el} potência elétrica gerada pelo arranjo, W
 Q_i energia térmica gerada pela espécie “i”, kW
 $Q_{\text{querosene}}$ parcela de calor rejeitado destinado à querosene, kW
 Q_{η} calor rejeitado pelos sobrepotenciais, kW
 R_b resistividade específica do eletrodo, $\Omega \text{ cm}^2$
 $\bar{R}= 8314,46$ constante universal dos gases, kJ/(mol K)
 \bar{s}_i entropia específica da espécie “i”, kJ/(mol K)
 \bar{s}_i^0 entropia específica da espécie “i” no estado de referência (T_0, P_0), kJ/(mol K)
 T_i temperatura da fonte quente “i”, K
 v^d velocidade da água na camada de difusão, cm/s
 V_{cel} tensão da célula, V
 V_s velocidade do som, m/s
 W, W_{el} trabalho elétrico, J
 $z=12$ número teórico de elétrons liberados na reação anódica do etanol, mols
 $z_a= 4$ número real de elétrons liberados nas reações anódicas, mols
 $z_c =1$ número real de elétrons liberados nas reações catódicas, mols

Símbolos Gregos

- α_a coeficiente de transferência no ânodo
 α_c constant de ativação do cátodo
 β razão entre velocidades do som
 δ razão entre densidades
 $\Delta G^0 (T_0)$ função de Gibbs na temperatura padrão ($T_0=298 \text{ K}$), kJ/kmol;
 ΔH^0 entalpia de reação, kJ/kmol
 ΔT diferença de temperatura, K
 ε^d porosidade do eletrodo
 ρ_{H_2O} densidade da água, kg/m^3 .
 λ_{H_2O} coeficiente de arraste eletro-osmótico da água
 σ_m condutividade da membrana, $1/\Omega\text{cm}$
 δ^m espessura da membrana, cm
 $\gamma =1.5$ razão estequiométrica do ar
 $\sum P_i$ soma de todas as pressões parciais das espécies da corrente, kPa
 $\sum \dot{n}_i$ soma de todos os fluxos molares das espécies da corrente, mol/s

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	JUSTIFICATIVA.....	14
1.2	OBJETIVOS	14
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO.....	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1	SISTEMAS DE AERONAVES: A GERAÇÃO ELÉTRICA	17
2.2	SISTEMAS DE AERONAVES: A PRESSURIZAÇÃO DE CABINE	21
2.3	SISTEMAS DE AERONAVES: NECESSIDADE DAS FONTES DE CALOR	24
2.4	SISTEMAS DE AERONAVES: SISTEMA DE COMBUSTÍVEL.....	27
2.5	AERONAVE ESSENCIALMENTE ELÉTRICA	29
2.6	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL.....	32
2.7	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A HIDROGÊNIO DE ALTA TEMPERATURA	36
2.8	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A HIDROGÊNIO DE BAIXA TEMPERATURA	38
2.9	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL: PROCESSO DE REFORMA.....	40
2.10	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL: SISTEMA HÍBRIDO	42
2.11	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL DE BAIXA TEMPERATURA A COMBUSTÍVEL LÍQUIDO.....	44
2.12	CÉLULAS-COMBUSTÍVEL ENSAIADAS EM VOO.....	46
2.13	FORMAS DE GERENCIAMENTO DA ENERGIA TÉRMICA	47
2.14	EXERGIA E A QUALIDADE DA ENERGIA	48
2.15	ETANOL.....	52
2.16	CICLOS RANKINE DE RECUPERAÇÃO DE CALOR.....	53
3	METODOLOGIA	54
3.1	DEMANDA DE ENERGIA DE UMA AERONAVE.....	54
3.2	MODELAGEM DA TENSÃO DA CÉLULA.....	57

3.2.1 Sobre-potencial de ativação no ânodo	58
3.2.2 Sobre-potencial de ativação no cátodo	59
3.2.3 Sobre-potencial de concentração no ânodo	59
3.2.4 Sobre-potencial de concentração no cátodo	60
3.2.5 Sobre-potencial de tensão ohmica	60
3.3 MODELAGEM DA CÉLULA EMBARCADA	62
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	68
4.1 COMPORTAMENTO DA CÉLULA-COMBUSTÍVEL	68
4.2 ANÁLISE DE ENERGIA E EXERGIA	69
4.3 PROPOSTAS PARA DESTINAÇÃO DO CALOR GERADO	72
4.4 OTIMIZAÇÃO DO SISTEMA POR RECUPERAÇÃO DE PARTE DO CALOR NO AQUECIMENTO DE CABINE.....	77
4.5 VIABILIDADE TÉCNICA.....	82
5 CONCLUSÃO	84
6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	85
7 APÊNDICE A – VAZÕES MÁSSICAS DO SISTEMA	89
8 APÊNDICE B – CAPACIDADE DE AQUECIMENTO DO COMBUSTÍVEL	94

1 INTRODUÇÃO

1.1 JUSTIFICATIVA

O desenvolvimento de novas fontes de energia elétrica não poluentes, eficientes e seguras para uso em sistemas embarcados (automóveis, ônibus, caminhões, submarinos, navios, naves espaciais e aeronaves) é fundamental frente ao cenário atual. Converter energia química em energia elétrica sem a produção de gases agressivos ao meio ambiente é algo praticamente impossível quando se utiliza motores de combustão interna acoplados a geradores. Neste contexto, o uso de células-combustível de baixa temperatura mostra-se atraente, pois, diferentemente dos meios tradicionais, células-combustível não são motores térmicos, ou seja, não geram trabalho a partir de dois reservatórios de calor em temperaturas diferentes. Ao invés disto, convertem a energia livre de Gibbs de um combustível diretamente para energia elétrica através de um processo eletroquímico que não possui relação com o Ciclo de Carnot nem com sua eficiência. Logo, a eficiência de uma célula-combustível é comparativamente maior que a eficiência de um ciclo termodinâmico convencional e pode atingir valores maiores que 0,4 (MATELLI; BAZZO, 2005). Os projetos atuais de aeronaves a jato dependem cada vez mais do uso de sistemas controlados eletronicamente. Isto significa que os sistemas hidráulicos, pneumáticos, anti-gelo e a pressurização de cabine são cada vez menos acionados por ar em altas temperatura e pressão extraído do núcleo do compressor das turbinas, como costumava ser em projetos antigos. Assim, sistemas dedicados por acionamento puramente elétrico comprimem o ar da cabine, aquecem os pontos críticos das superfícies aerodinâmicas e acionam bombas pneumáticas e hidráulicas. Entretanto, células-combustível de baixa temperatura necessitam de um gerenciamento da sua temperatura de operação. Logo, o calor gerado durante a operação da célula, oriundo dos sobre-potenciais, deve ser apropriadamente dissipado ou recuperado na forma de energia térmica útil à bordo.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral do presente trabalho é avaliar os diferentes usos para a energia térmica dos sobre-potenciais e dos produtos da reação de um arranjo de células-combustível embarcada em uma aeronave. O melhor uso da energia térmica dos sobre-potenciais é determinado através de modelos exergéticos. Desta forma, apresenta-se uma metodologia de decisão baseada em conceitos de desempenho utilizando-se a 2ª Lei da Termodinâmica.

Os objetivos específicos são: a) apresentar um estudo inédito pela análise exergética de um arranjo de células a etanol direto suprindo as demandas elétricas de uma aeronave de transporte regional com peso máximo de decolagem de 15100 kg; b) gerenciar o calor dos sobre-potenciais de forma a manter a temperatura do arranjo dentro de limites operacionais seguros; e c) propor um sistema que utilize o calor dos sobre-potenciais dentro da aeronave.

1.3 ESTRUTURA DO TRABALHO

No capítulo 2 é apresentada uma fundamentação sobre os diversos conceitos abordados neste trabalho. Os subcapítulos tratam da revisão bibliográfica sobre os seguintes sistemas: de geração de energia; anti-gelo; hidráulico; e de controle de resfriamento do combustível de uma aeronave. Estes sistemas, de alguma forma, necessitam transferir energia térmica, seja para aquecimento ou arrefecimento de partes sensíveis. O conceito de aeronave essencialmente elétrica, onde sistemas dedicados de pressurização, aquecimento e geração de energia elétrica atuam de forma independente, sem a extração de ar do compressor da turbina, também é detalhado neste capítulo. É apresentada também uma revisão sobre os tipos de célula-combustível mais utilizados em meios de transporte. São revisadas as características de células a hidrogênio de alta e baixa temperatura e, mais brevemente, células a combustível líquido, assim como os tipos de perda de tensão ou sobre-potenciais. São apresentadas as vantagens do uso do etanol e finalmente apresenta-se a definição dos modelos exergéticos como parâmetro de decisão na recuperação do calor gerado pelos sobre-potenciais.

No capítulo 3 a metodologia é apresentada através de um estudo de caso onde as diversas cargas elétricas da aeronave foram levantadas em função da etapa de voo (acionamento, táxi, decolagem, subida, cruzeiro, descida e pouso). Para se determinar a demanda elétrica que o gerador deve suprir utilizou-se o valor de pico do sistema. Uma célula a etanol direto é então modelada termodinamicamente de forma a prever os sobre-potenciais em diversas condições de operação. Tais dados são fundamentais para se dimensionar o arranjo de células e prever consumo de combustível e oxidante, e formação dos produtos de reação. Posteriormente, é realizada uma análise exergética do sistema de forma a decidir a melhor destinação da energia térmica gerada pelos sobre-potenciais. São apresentados diagramas de Sankey e Grassman do sistema.

No capítulo 4 uma discussão dos resultados obtidos auxilia na proposição de um sistema de troca de calor. Deve se ter em mente que, em grandes altitudes, a dissipação de energia térmica utilizando o ar atmosférico como fluido de arrefecimento pode ser comprometida pelo atrito cinético, baixa densidade e pela geração de forças de arrasto indesejáveis. Um ciclo

secundário para cogeração de energia elétrica (ciclos orgânicos e supercríticos) em uma aeronave depende de fatores como peso, volume e eficiência. Atualmente, tais ciclos se mostram inapropriados para esta finalidade. Como alternativa, sabe-se que o combustível das aeronaves, expostos a baixas temperaturas em grandes altitudes, deve ser mantido dentro de certos limites de temperatura. Evita-se assim os efeitos indesejáveis de seu processo de congelamento. Logo, uma solução viável seria utilizar o combustível em baixa temperatura para arrefecer o arranjo de células quando em grandes altitudes. Um dos produtos de reação é água líquida na temperatura da célula, que poderia ser utilizada em lavatórios ou para o consumo humano, desde que devidamente tratada. Evitar-se-ia, assim, a necessidade de se ter água embarcada para este fim, acarretando em uma redução considerável no peso de decolagem. Finalmente, no capítulo 5 são apresentadas as conclusões e também algumas sugestões para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Apresenta-se neste capítulo uma breve revisão dos conceitos básicos e da fundamentação necessários ao desenvolvimento da metodologia e discussão. Inicialmente são apresentados os sistemas de uma aeronave como intuito de familiarizar o leitor com os geradores de energia elétrica e fontes de calor. A seguir são apresentados os tipos de célula-combustível e suas características eletroquímicas. Finalmente é apresentada a fundamentação de exergia.

2.1 SISTEMAS DE AERONAVES: A GERAÇÃO ELÉTRICA¹

Os sistemas elétricos de aeronaves apresentaram avanços significativos frente à constante dependência dos equipamentos a bordo em relação aos geradores de energia elétricos. Nas décadas de 40 e 50 utilizava-se um par de geradores em corrente contínua de 28 VDC (*Volt Direct Current*), sendo um gerador para cada motor no caso de aeronaves bimotor. O sistema operava em conjunto com um par de baterias e um inversor de corrente que proporcionava corrente alternada em 115 VAC (*Volt Alternated Current*) aos instrumentos de voo.

Com a criação do bombardeiro V-Bomber da força aérea britânica, que deveria acionar radares e equipamentos de contra-medidas eletrônicas, esta situação mudou drasticamente devido às cargas requeridas. Utilizaram-se 4 geradores de 115 VAC, cada um acionado por um motor. Os geradores foram ligados em paralelo de forma a garantir proteção e garantia de fornecimento de energia aos sistemas em caso de pane.

Os primeiros sistemas de alta potência foram introduzidos no caça F-4 Phantom da McDonnell Douglas. Utilizaram-se caixas de redução a velocidade constante de forma a compensar variações de velocidade do motor e manter os geradores em 400Hz e 115VAC. Estes sistemas eletro-mecânicos eram complexos e pouco confiáveis. O desenvolvimento de cicloconvertidores de alta potência em estado sólido, juntamente com o emprego de eletrônica de controle, tornaram os sistemas de velocidade variável/frequência constante uma tecnologia viável. Assim, removeu-se a parte não confiável dos sistemas de velocidade constante de forma a se alimentar o cicloconvertor com uma frequência variável vinda do grupo turbo-gerador e fornecê-la de forma constante a 400Hz e 115VAC aos sistemas da aeronave. Atualmente o caça F-18 e algumas versões do Boeing 737-500 utilizam este sistema, porém com sucesso razoável. O Boeing 777 utiliza tal sistema como sobressalente para casos de emergência.

¹ Toda esta seção é baseada no trabalho de Moir; Seabridge (2008), exceto onde indicado.

Atualmente os projetistas de aeronaves militares estão desenvolvendo de sistemas em 270 VDC. Neste caso a potência gerada é então convertida para 115 VAC 400Hz e 28 VDC conforme a necessidade dos equipamentos a bordo. Esta forma de geração de energia foi adotada para os caças F-22 e F-35 da Lockheed Martin. A expectativa é tornar o sistema mais eficiente e de peso reduzido devido ao número menor de conversões de potência.

Constata-se que a geração em corrente alternada por extração do trabalho pneumático de turbinas gera dificuldades tecnológicas por trabalhar com sistemas de velocidade variável, sendo alguns equipamentos sensíveis à flutuação de frequência.

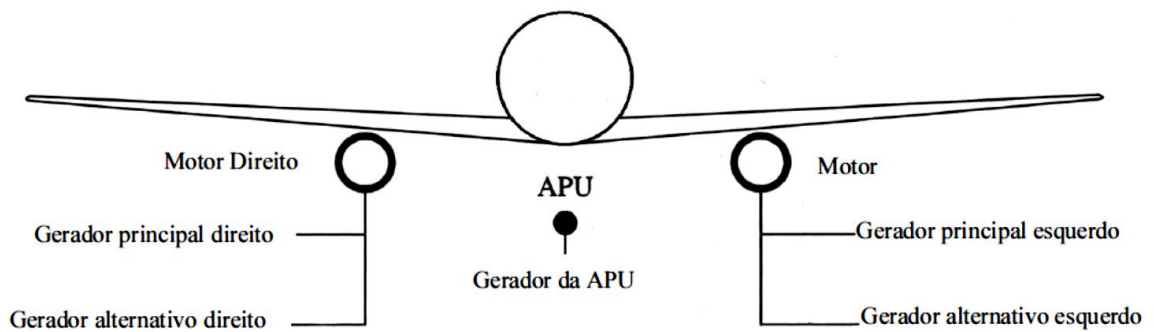
Para um melhor entendimento, as fontes primárias de geração de potência em uma aeronave típica podem ser resumidas como segue:

- Geradores principais: extraem potência mecânica do ar em alta pressão do núcleo do compressor da turbina;
- Geradores alternativos: entram em operação em caso de pane de algum gerador principal;
- Gerador auxiliar ou APU (*Auxiliary Power Unit*): é uma mini-turbina a gás que gera potência elétrica e potência pneumática para acionamento do motor principal da aeronave;
- Turbina de corrente livre ou RAT (*Ram Air Turbine*): é um conjunto turbogerador eólico localizado dentro da fuselagem, porém escamoteável. Quando acionado, utiliza-se da energia cinética do ar em movimento em relação à aeronave para gerar eletricidade em caso de pane dos motores da aeronave; e
- Apoio de solo: são geradores externos portáteis conectados em alguns tipos de aeronaves somente quando encontram-se estacionadas em solo.

A energia gerada nestes sistemas é em corrente alternada e deve ser convertida em corrente contínua para uso em determinados equipamentos e para armazenamento em baterias. Isto é possível com o uso de unidades retificadoras transformadoras. A transformação inversa também é possível através de inversores. Os detalhes de projeto e funcionamento de tais componentes estão fora do escopo do presente trabalho. A Figura 1 ilustra a distribuição típica dos geradores em uma aeronave. Cada motor (esquerdo e direito) possui um gerador principal e um gerador alternativo. A unidade auxiliar APU também possui um gerador elétrico, porém com capacidade limitada, que supre apenas uma parte da demanda elétrica total da aeronave. A Figura 2 ilustra a turbina RAT numa demonstração em solo para três posições de instalação

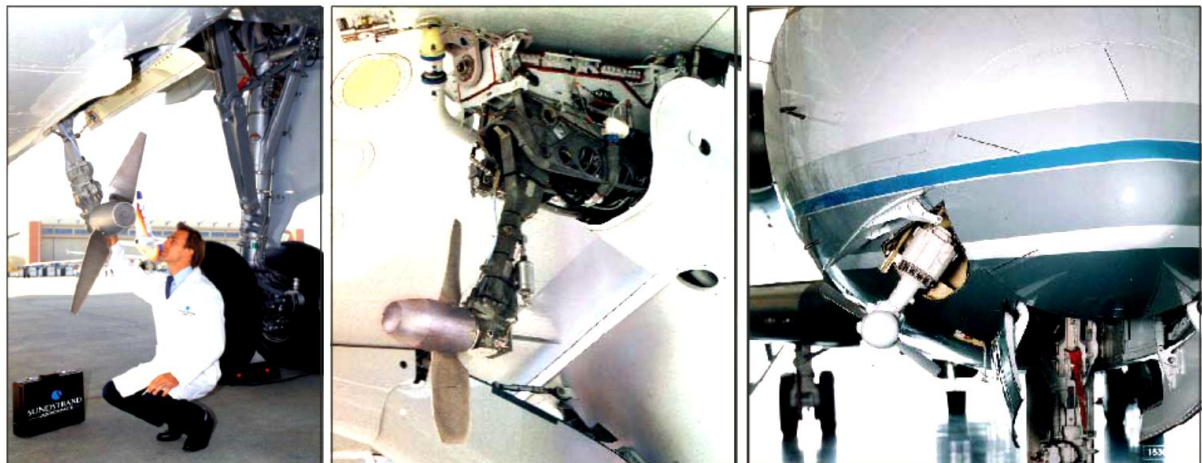
(central, sob a asa e de nariz). Quando em voo, esta turbina gera uma quantidade de energia mínima para suprir sistemas essenciais em caso de panes.

Figura 1 – Distribuição dos geradores em uma aeronave típica.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

Figura 2 – Turbinas do tipo RAT demonstrada em solo.



a) Posição central

b) Sob a asa (acionadores do flap)

c) Posição frontal: nariz

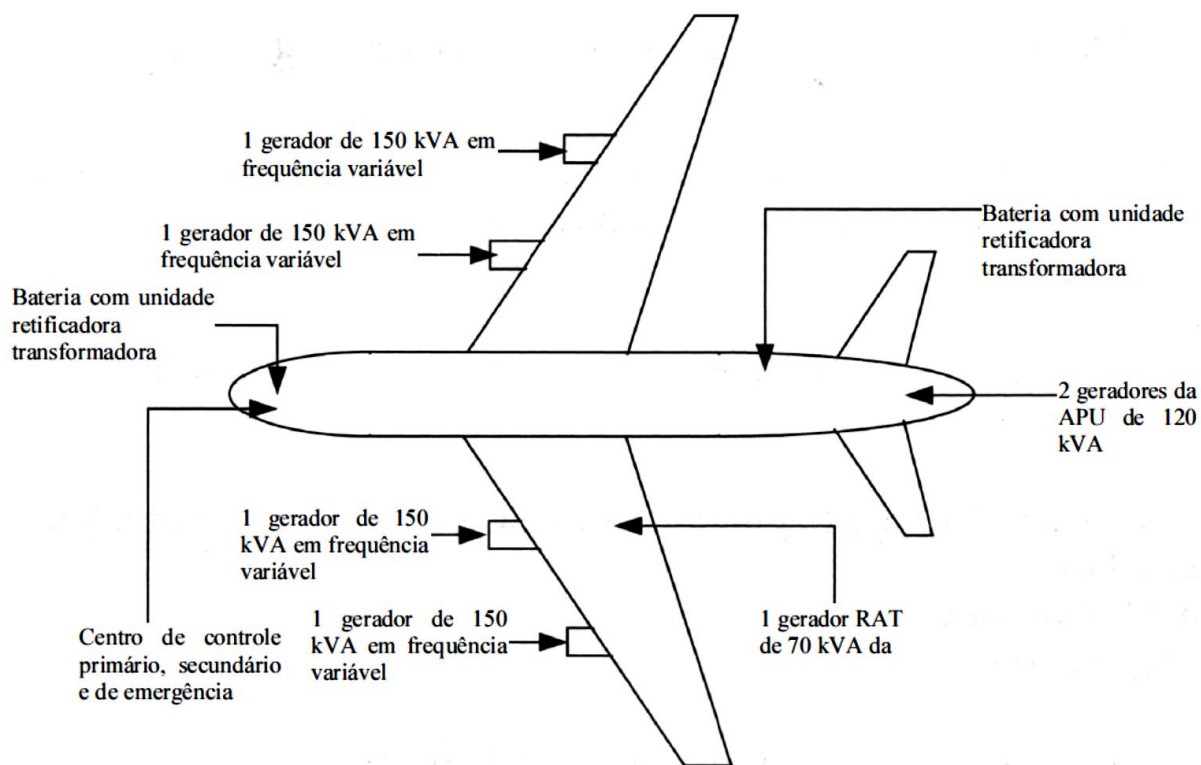
Fonte: (ZOLIDIS, 2006).

O estudo das diversas arquiteturas utilizadas em projetos de aeronaves demandaria um trabalho específico para cada caso. Apresentam-se a seguir as características do sistema de geração de energia elétrica do Airbus A380 e do Boeing 787.

Na Figura 3 são ilustrados os geradores de potência da aeronave Airbus A380. Nesta arquitetura utilizam-se geradores de corrente alternada com frequência variável. Todos os geradores principais dos motores trabalham em frequência não constante. Tais sistemas são confiáveis, porém não garantem fornecimento ininterrupto em caso de alguma pane. A APU funciona em frequência constante de 400 Hz e a RAT é utilizada apenas em caso de

emergência. Assim, as baterias necessitam de unidades retificadoras transformadoras para suas operações de recarga/fornecimento. A aeronave possui ainda 4 conexões externas para geradores de apoio de solo.

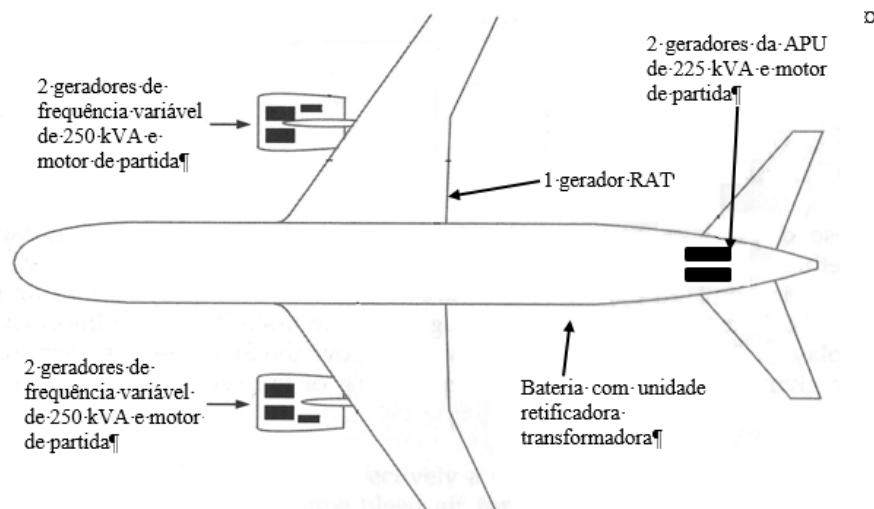
Figura 3 – Componentes do sistema de potência do A380.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

A Figura 4 ilustra a arquitetura do Boeing 787. São utilizados 2 geradores de frequência variável (similar ao A380) em cada motor, totalizando 500 kVA de potência por motor. Logo, a tendência atual da indústria não depende de tecnologias de frequência constante em 400 Hz. Entretanto, na arquitetura do Boeing 787, tanto os motores quanto a APU não se utilizam de sistemas de extração de ar em alta pressão. Assim, a partida se dá por motores elétricos conectados em seus eixos. Consome-se 180 kVA somente para dar a partida em cada motor. Neste caso, os motores de partida podem ser utilizados como geradores quando o motor está em funcionamento.

Figura 4 – Componentes do sistema de potência do Boeing 787.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008)

2.2 SISTEMAS DE AERONAVES: A PRESSURIZAÇÃO DE CABINE²

Segundo McCormick (1995), a temperatura da atmosfera padrão decresce numa razão linear de 6,51 K/km na faixa compreendida entre o nível do mar e a troposfera (11 km de altitude). Acima da troposfera, e na primeira camada da estratosfera, a temperatura permanece constante até os 23 km de altitude. Partindo das equações de estática de fluídos e considerando o ar um gás perfeito, McCormick (1995) apresenta um conjunto de equações que demonstram o comportamento analítico das propriedades do ar em função da altitude. As equações (1) a (4) são válidas até 11 km de altitude:

$$\theta = 1 - 0,0226 (h/1000) \quad (1)$$

$$\delta = \theta^{5,256} \quad (2)$$

$$\sigma = \theta^{4,256} \quad (3)$$

$$\beta = \theta^{1/2} \quad (4)$$

θ é a razão entre as temperaturas do nível desejado (T) e no nível do mar (T_0); δ é a razão entre a densidade no nível desejado (ρ) e a densidade no nível do mar (ρ_0); σ é a razão entre a pressão no nível desejado (P) e a pressão no nível do mar (P_0); e β é a razão entre a velocidade

² Toda essa seção é baseada no trabalho de Moir; Seabridge (2008), exceto onde indicado.

do som no nível desejado (V_s) e a velocidade do som no nível do mar (V_{s0}). Neste caso o valor da altitude h deve ser em metros.

Assim:

$$\theta = \frac{T}{T_0} \quad (5)$$

$$\delta = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (6)$$

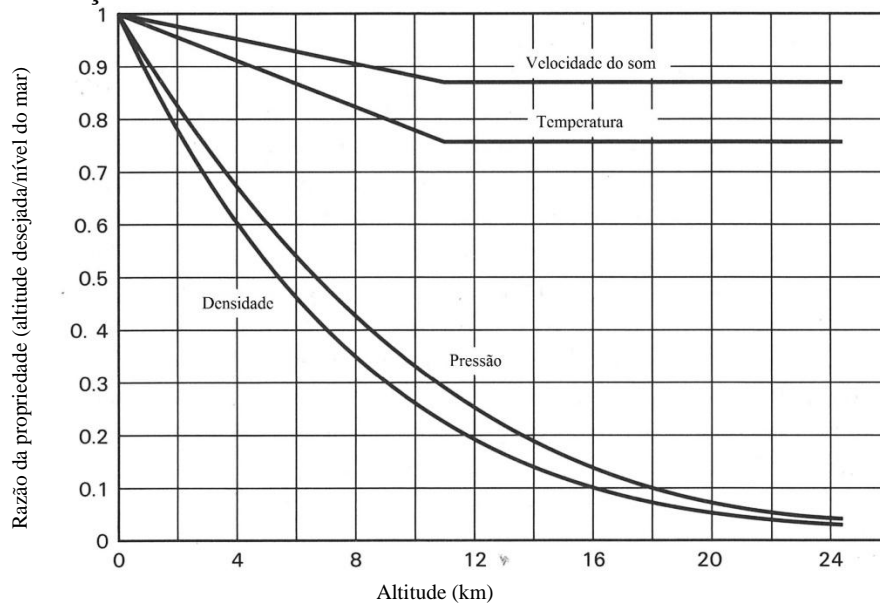
$$\sigma = \frac{P}{P_0} \quad (7)$$

$$\beta = \frac{V_s}{V_{s0}} \quad (8)$$

Sendo $T_0 = 288,15$ K, $P_0 = 101,3$ N/m², $\rho_0 = 1,225$ kg/m³ e $V_{s0} = 340,3$ m/s.

A densidade e a pressão do ar decaem de forma assintótica enquanto a velocidade do som e a temperatura apresentam comportamento linear, conforme se observa na Figura 5. Para aeronaves comerciais, que alcançam altitudes máximas de voo em torno de 10 km, os passageiros estariam sujeitos a um gradiente de pressão atmosférico de 65% durante o procedimento de decolagem e subida, ao passo que a temperatura ambiente cairia mais de 20% neste mesmo período. A variação de concentração de oxigênio cairia em 75% do valor da concentração ao nível do mar. Para amenizar tais efeitos, as aeronaves dispõem de sistemas de conforto ambiental que pressurizam o ar e ao mesmo tempo mantêm a temperatura e nível de pureza dentro de padrões aceitáveis para a manutenção da vida.

Figura 5 – Variação das propriedades da atmosfera em função da altitude

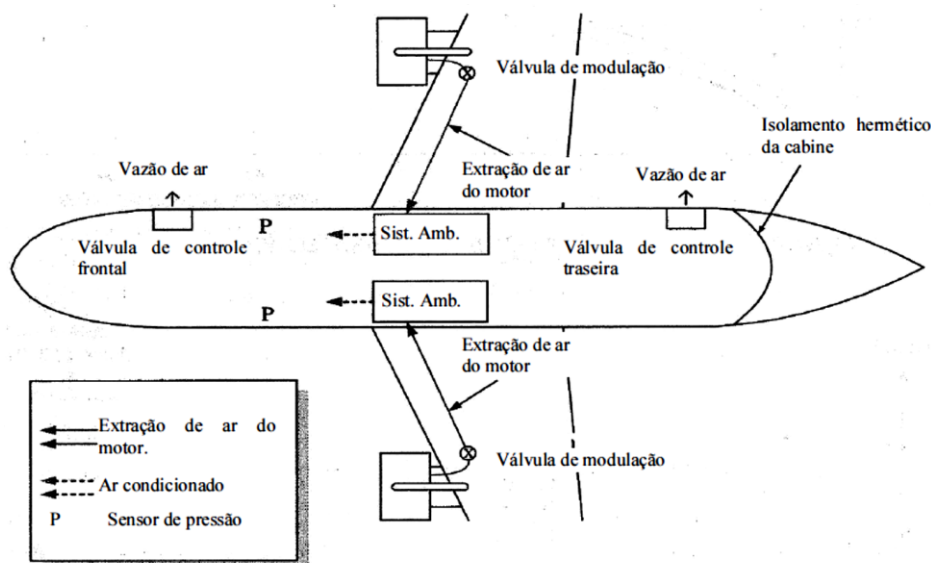


Fonte: Adaptado de McCormick (1995).

Em aeronaves com um sistema de arquitetura convencional, a pressurização da cabine e o aquecimento dos bordos de ataque das asas são proporcionados pela extração do ar em alta pressão dos motores.

No caso do sistema de pressurização, uma válvula de controle regula o fluxo de liberação do ar da cabine para o exterior, conforme a altitude. Com o uso de sensores, mante-se a pressão interna da cabine na pressão padrão a 2400 m (8000 pés). Em grandes altitudes de cruzeiro, a diferença entre a pressão interna e externa é considerável. Logo, a cabine é projetada para comportar-se como um vaso de pressão com vazamentos mínimos. Em caso de pane no sistema de pressurização (pane de motor, por exemplo), as válvulas de modulação impedem que o ar retorne para a atmosfera. Ao mesmo tempo, a válvula de controle impede a passagem de ar para o exterior, evitando-se assim os efeitos indesejáveis de uma descompressão. Neste caso, a aeronave deve ser levada para um nível de voo seguro onde janelas na fuselagem são acionadas para permitir a entrada de ar externo. O mesmo procedimento é utilizado para se retirar contaminantes e fumaça que não possam ser eliminados no sistema de controle ambiental. A Figura 6 ilustra os principais componentes deste sistema. Importante observar que o ar de extração é condicionado para um estado apropriado para conforto térmico dos ocupantes.

Figura 6 – Componentes de um sistema de pressurização de cabine convencional.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

2.3 SISTEMAS DE AERONAVES: NECESSIDADE DAS FONTES DE CALOR³

O uso de fontes de calor em uma aeronave é uma forma de evitar os perigosos efeitos do acréscimo de gelo em superfícies aerodinâmicas e o controle de resfriamento do combustível. Conforme a equação (1), é esperada uma temperatura de -48°C em uma altitude de 10 km.

Durante a subida ou descida, a aeronave muito provavelmente cruza por pontos de alta umidade relativa (núcleo de nuvens). Com o resfriamento da fuselagem, esta umidade tende a solidificar-se. Nos locais onde algum tipo de proteção ao gelo é necessário (por exemplo, o bordo de ataque das asas), podem ser utilizados sistemas anti-gelo e sistemas de degelo. Para ambos é necessário um sistema de detecção de sua formação. Sistemas anti-gelo previnem a formação da primeira camada enquanto os de degelo permitem a formação de algum acréscimo antes de sua remoção.

Os sistema anti-gelo são:

- Ar quente de extração: em condições de formação de gelo, ar quente é inserido por dentro das superfícies sujeitas à formação;
- Aquecimento elétrico: resistores elétricos são inseridos na estrutura suscetível à formação de gelo, elevando sua temperatura a um valor acima da temperatura de congelamento; e

³ Esta seção é toda baseada no trabalho de Moir; Seabridge (2008), exceto onde indicado.

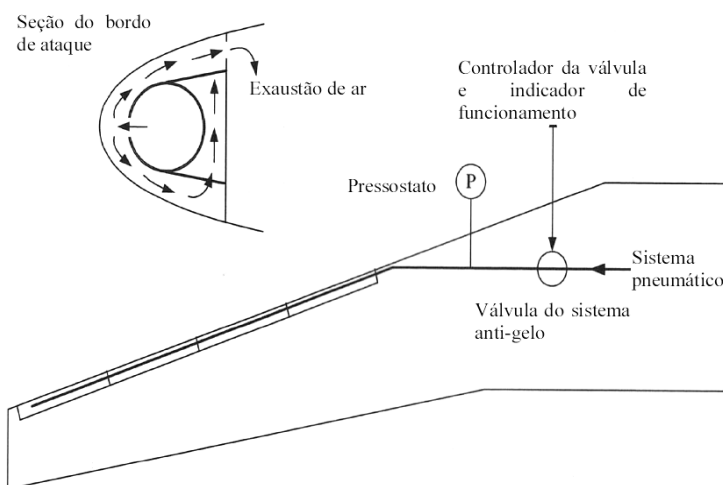
- Proteção por líquido anti-congelante: líquido anti-congelante é depositado sobre a superfície com o auxílio de poros.

Os sistemas de degelo são:

- Botas pneumáticas: botas de borracha sintética são instaladas sobre a superfície e são infladas intermitentemente de forma a quebrar e soltar a camada de gelo formada;
- Aquecimento elétrico: resistores elétricos são ligados e desligados periodicamente sob condições de formação de gelo;
- Sistema eletro-expulsivo: campos magnéticos opostos, ou correntes parasitas, são aplicados em uma superfície flexível, criando um movimento relativo que quebra e desprende a camada de gelo;
- Impulso eletro-magnético: indutores elétricos (bobinas) internos induzem correntes parasitas nas chapas dos bordos de ataque, promovendo sua deformação e consequente quebra e desprendimento do gelo.

Cada sistema possui vantagens e desvantagens. O sistema convencional mais utilizado emprega extração de ar quente em alta pressão do núcleo motor, conforme ilustra a Figura 7. Neste sistema, uma válvula controla o fluxo de ar para o interior do bordo de ataque. Este fluxo é então modulado por um controlador elétrico que permite uma certa quantidade de ar a entrar no bordo de ataque através de um duto poroso. Tal duto é conhecido como *piccolo*. O ar pode apresentar pressões entre 138 e 172 kPa (20 a 25 psi). Um pressostato e um protetor térmico protegem o sistema das altas pressões e superaquecimento. O sistema de anti-gelo da nacele do motor utiliza um esquema semelhante.

Figura 7 – Sistema anti-gelo da asa.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

Com as recentes autorizações de voos de longa distância em regiões polares, foi necessário o estudo do gerenciamento de resfriamento de combustíveis. Os combustíveis utilizados em aeronaves são uma mistura complexa de hidrocarbonetos que não se solidificam a mesma temperatura. Quando o combustível esfria, uma porção crescente de cristais se forma no combustível enquanto outros constituintes iniciam a solidificação. Existe o perigo latente dos cristais bloquearem as linhas de combustível e os filtros, provocando flutuações e perda de potência, assim como apagamento de motor em voo. Há basicamente 3 estágios no processo de resfriamento do combustível:

1. 3° C acima do ponto de congelamento o combustível aparenta ser um líquido claro e homogêneo;
2. no ponto de congelamento cristais se formam no combustível e alguns hidrocarbonetos iniciam a solidificação;
3. no ponto de solidificação (aproximadamente 6° C abaixo da temperatura de congelamento) o combustível se transforma num bloco sólido de cristais. A Tabela 1 contém as temperaturas de congelamento de diferentes combustíveis.

Tabela 1 – Pontos de congelamento para diferentes combustíveis.

Combustível	Ponto de congelamento °C
JET A	-40
JP-5	-46
JET A1	-47
RT/TS-1	-50
JET B	-50
TH	-53
JP-4	-58
JP-8	-47

Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

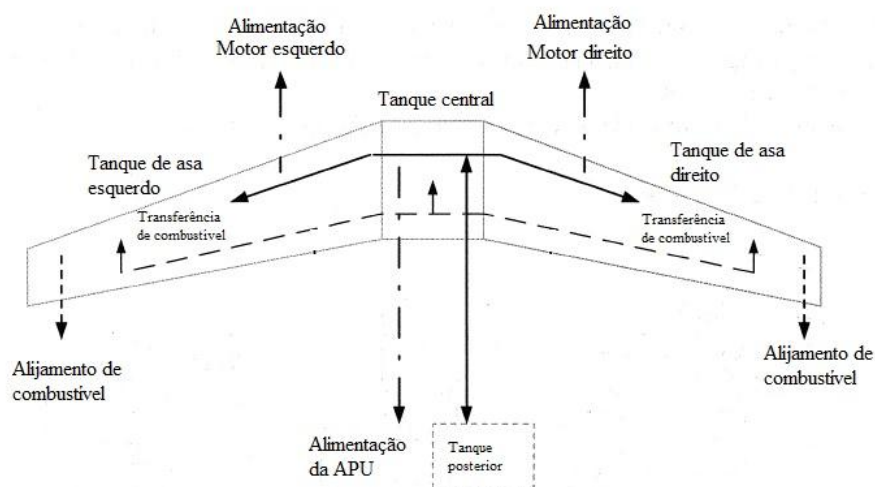
Em aeronaves modernas a temperatura do combustível deve ser monitorada e exibida à tripulação, e um alarme deve ser acionado quando a temperatura cai abaixo de um valor limite.

2.4 SISTEMAS DE AERONAVES: SISTEMA DE COMBUSTÍVEL⁴

Uma configuração típica do arranjo dos tanques de combustível é mostrada na Figura 8. Esta configuração compreende tanques de asa esquerdo e direito e um tanque central. Um tanque de empenagem também pode ser necessário, dependendo das características da aeronave. Os tanques de empenagem são utilizados em aeronaves de grande porte para controlar a posição longitudinal do centro de gravidade da aeronave. Em voo, este ajuste reduz o arrasto de trimagem ao minimizar o ângulo de ataque das superfícies de controle da empenagem horizontal. As principais funções desta forma de arranjo compreendem a alimentação dos motores e APU, transferência de combustível e alijamento de emergência. Dependendo da configuração da aeronave e forma de controle, a transferência de combustível pode ser utilizada para controlar a posição do centro de gravidade da aeronave e o esforço estrutural da asa. Quando a aeronave está em solo e sem forças de sustentação, o peso do combustível pode fletir a asa, gerando esforços e posteriormente falha por fadiga.

⁴ Esta seção é toda baseada no trabalho de Moir; Seabridge (2008), exceto onde indicado.

Figura 8 – Configuração dos tanques de combustível em uma aeronave típica

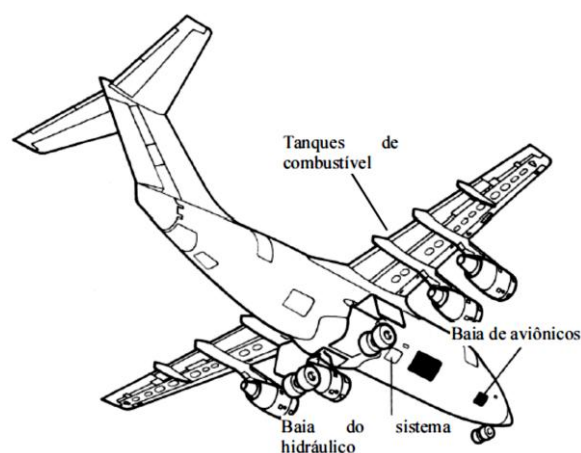


Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

Por ser constantemente movimentado na aeronave, o combustível pode interagir com diversos sistemas, podendo ser inclusive usado em grandes altitudes como fluido de arrefecimento em trocadores de calor.

A Figura 9 ilustra o aparente grau de dificuldade que o fabricante de uma aeronave encontra para integrar os sistemas que se localizam em pontos extremos da fuselagem, como ocorre com o sistema de combustível e o sistema hidráulico. O fluido hidráulico necessita de arrefecimento, limpeza e deaeração para o devido funcionamento das válvulas servo-atuadoras. Utilizam-se trocadores de calor para promover seu arrefecimento através do combustível e do ar.

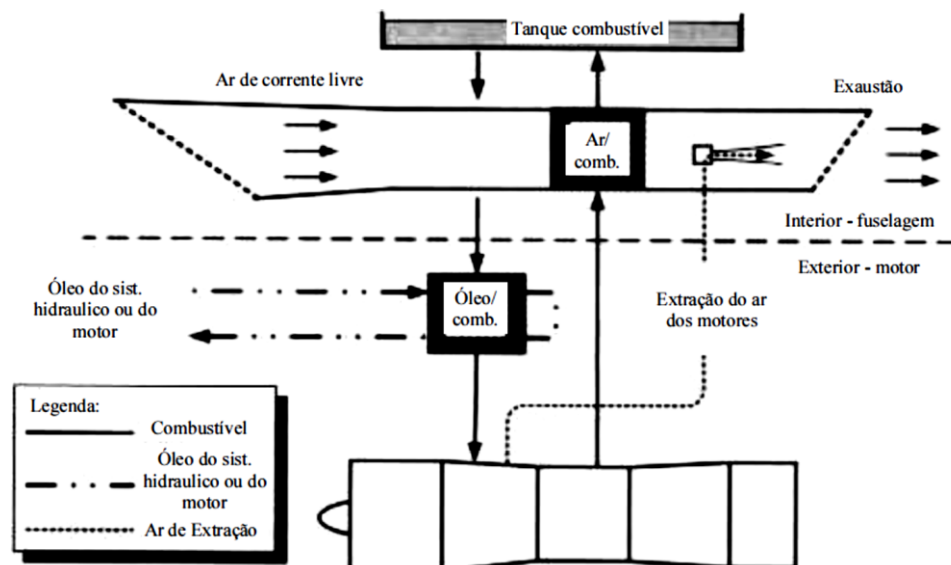
Figura 9 – Localização dos sistemas hidráulico e de combustível em uma aeronave.



Fonte: Adaptado de Moir, Seabridge (2008)

A Figura 10 ilustra um sistema típico de arrefecimento utilizando-se combustível e óleo. O combustível é inicialmente levado ao trocador de calor onde absorve energia do fluido hidráulico. Para que o combustível não superaqueça, utilizam-se linhas de recirculação onde ar atmosférico traz sua temperatura a níveis seguros, principalmente em operações de baixa velocidade e altitude, ou ainda durante o taxi após o pouso.

Figura 10 – Uso de combustível como fluido de troca do óleo hidráulico



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

2.5 AERONAVE ESSENCIALMENTE ELÉTRICA

Segundo Moir; Seabridge, (2008) por vários anos o conceito de uma aeronave essencialmente elétrica tem sido cogitado. Dentre os pioneiros nesta tentativa pode-se citar o protótipo da aeronave Bristol Brabazon e o bombardeiro Vickers Valiant V-Bomber, que se utilizaram de diversos sistemas elétricos. Entretanto, nos anos 50 este conceito não vingou e nas décadas subsequentes tem-se debatido as vantagens de sistemas elétricos em relação a sistemas secundários tais como o hidráulico e o pneumático alimentado pela extração de ar de compressores de turbinas aeronáuticas.

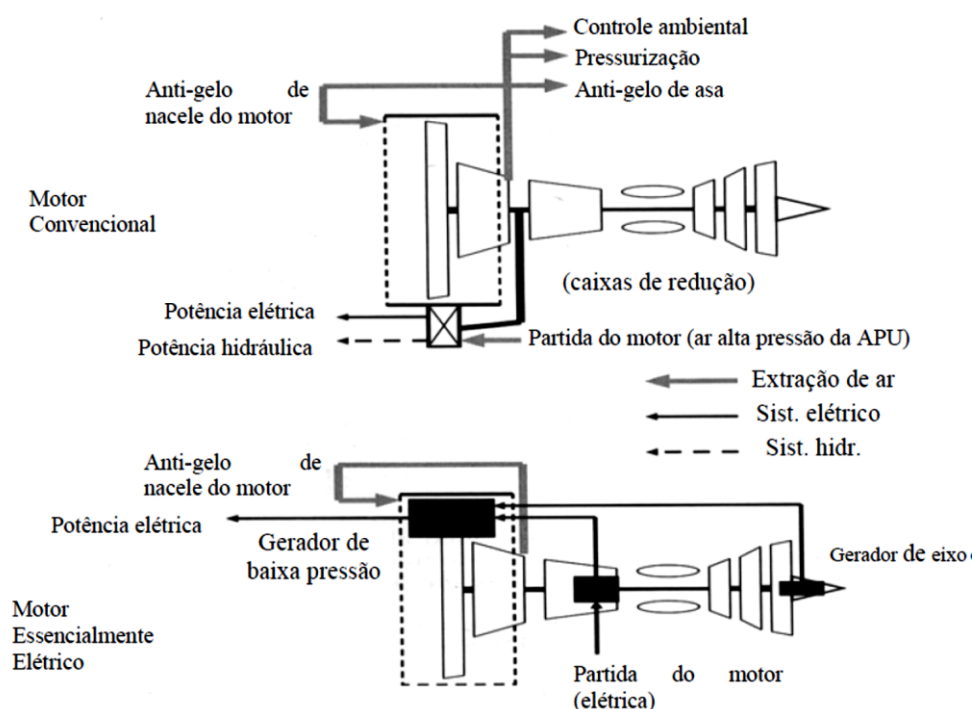
Não somente as aeronaves, mas os motores aeronáuticos se beneficiam deste conceito. Isto é obtido pela redução das extrações de ar do compressor, o que aumenta a eficiência e reduz o consumo de combustível. Como resultado tem-se a supressão dos sistemas de caixas de redução e dos sistemas pneumáticos, o que induz a uma economia na utilização de óleo. A

Figura 11 ilustra uma comparação entre a arquitetura de um motor convencional e um essencialmente elétrico.

Num motor convencional, extrai-se ar em alta pressão do núcleo do compressor para uso nos sistemas anti-gelo do próprio motor e asa, assim como no controle ambiental e pressurização de cabine. Extrai-se a potência de eixo através de caixas de redução localizadas na parte inferior da nacele do motor. Geradores elétricos e bombas hidráulicas fornecem potência aos demais sistemas.

Em motores essencialmente elétricos, extrai-se ar em média pressão para o sistema anti-gelo do motor apenas. Geradores elétricos são acoplados diretamente no eixo da turbina e em pontos de baixa pressão. A partida do motor se dá por acionamento elétrico através de motores de partida que atuam como geradores quando o motor entra em funcionamento.

Figura 11 – Arquiteturas de motor convencional e essencialmente elétrico.



Fonte: Adaptado de Moir; Seabridge (2008).

Existe a possibilidade de no futuro se substituir: os mancais mecânicos do eixo da turbina por mancais eletromagnéticos; o controle hidráulico/pneumático das aletas móveis do estator por controles elétricos; e o sistema de acionamento pneumático do reverso por controles elétricos. O sistema de acionamento mecânico da bomba de combustível, que atualmente se dá

por acionamento do eixo da turbina, poderia também ser realizado por um sistema essencialmente elétrico.

Assim, basicamente existem três formas de extrair energia de uma turbina aeronáutica:

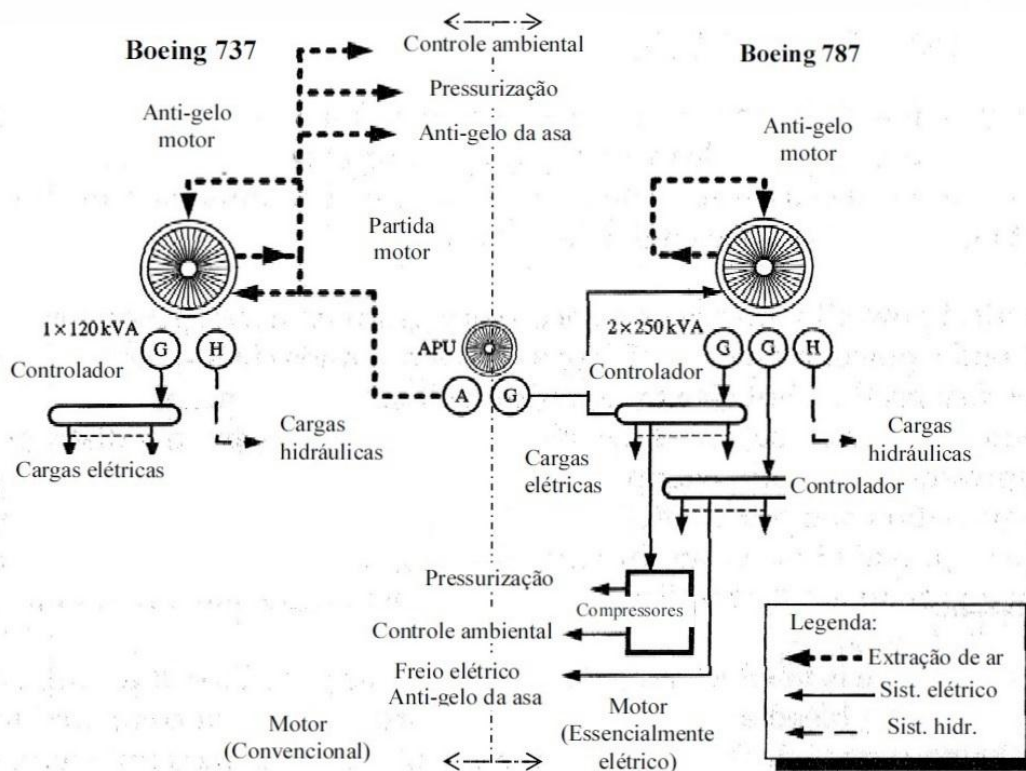
- 1 - Potência elétrica através de um gerador conectado a uma caixa de redução;
- 2 - Potência hidráulica gerada por uma bomba conectada a uma caixa de redução; e
- 3 - Potência pneumática gerada pela extração de ar em alta pressão do estágio intermediário do compressor da turbina, de forma a prover energia ao sistema de controle ambiental, pressurização de cabine e sistema de anti-gelo de asa.

Embora os motores aeronáuticos sejam altamente otimizados para a produção de empuxo através da queima de combustível, a extração de ar do compressor penaliza seu desempenho, visto a desproporcionalidade entre a quantidade de ar admitido e a quantidade utilizada em seu núcleo (*bypass ratio*). Em motores da próxima geração, o *bypass ratio* chega a valores de 30:1 a 35:1. Logo, uma mudança na arquitetura dos sistemas de extração e destinação de energia das aeronaves tornou-se imperativo.

A Figura 12 compara a arquitetura convencional (à esquerda) do Boeing 737 e de uma aeronave essencialmente elétrica (à direita) do Boeing 787. Na arquitetura convencional, a partida do motor se dá por extração do ar alta em pressão (A) da APU. Os sistemas de controle ambiental, pressurização e anti-gelo se dão por extração do ar do núcleo do motor. As bombas hidráulicas (H) e os geradores elétricos (G) são mantidos pela rotação do próprio eixo do motor.

Na arquitetura essencialmente elétrica, ocorre extração de ar da turbina somente para o sistema anti-gelo da nacele do motor. Os demais sistemas são gerenciados por sistemas autônomos e alimentados com energia proveniente de geradores elétricos (G) localizados no eixo do motor. As cargas hidráulicas (H) são mantidas por bombas dedicadas e a APU não utiliza ar em alta pressão para a partida do motor. O acionamento se dá por motores elétricos conectados em seu eixo, assim como acontece com os geradores.

Figura 12 - Comparação de uma arquitetura convencional e de uma aeronave essencialmente elétrica.



Fonte: Adaptado de Moir Seabridge (2008)

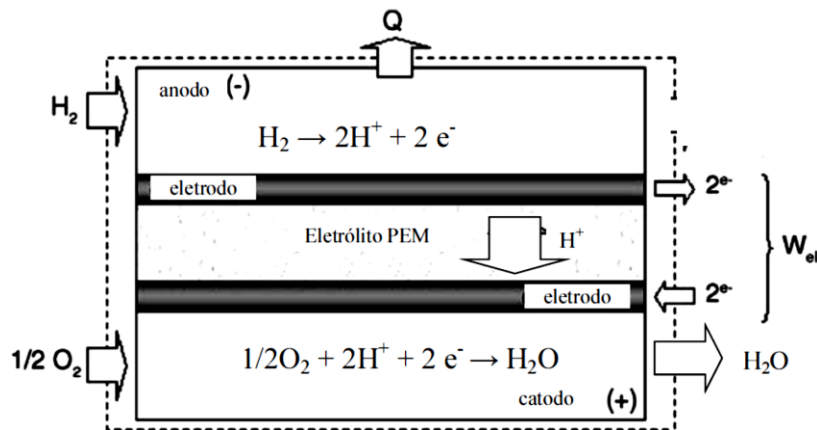
Nesta nova arquitetura, toda a potência elétrica é obtida através de geradores conectados a pontos de baixa pressão da turbina ou diretamente em seu eixo. Compressores elétricos dedicados realizam a pressurização e controle ambiental da cabine de passageiros. Sistemas anti-gelo são compostos por resistores elétricos. Entretanto, mesmo sistemas modernos dependem diretamente do funcionamento dos motores para que a energia elétrica seja gerada.

2.6 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL

Geração de energia é um dos maiores desafios para a humanidade nas próximas décadas. Os custos relacionados à geração de energia elétrica tendem a crescer e seus impactos contribuem para degradar o meio ambiente. Sob este cenário, células-combustível são consideradas uma tecnologia emergente para a geração de energia elétrica, sendo assunto de estudos atuais (HAFSIA et al., 2011; KAMARUDIN et al., 2012; WELAYA et al., 2012; KEIM et al., 2013; PRATT et al., 2013; LEE et al., 2014).

Os principais componentes de uma célula-combustível são os eletrodos (ânodo e cátodo) e o eletrólito, sendo que os eletrodos devem conter catalisador para acelerar a cinética da reação. Em células de membrana polimérica de troca de prótons, os eletrodos e eletrólito são matrizes que favorecem o transporte de íons, de forma a proporcionar a maior área de contato possível entre o combustível no ânodo e o oxigênio no cátodo. Os elétrons liberados na reação circulam por um circuito externo do ânodo para o cátodo (LARMINE; ANDREW, 2000). A Figura 13 ilustra o funcionamento básico de uma célula-combustível tipo PEM (*proton exchange membrane*, ou membrana de troca de prótons).

Figura 13 – Princípio de funcionamento de uma célula de polimérica.



Fonte: Adaptado de Matelli; Bazzo (2005)

Para células $H_2 - O_2$ como na Figura 13, temos a seguinte reação química global da equação (9):



Aplicando a 1ª Lei da Termodinâmica para o sistema em regime permanente e desprezando as variações de energia cinética e potencial, tem-se pela equação (10):

$$\delta Q - \delta W = dU \quad (10)$$

Sendo a variação de energia interna do sistema dada pela equação (11):

$$dU = dH - PdV - VdP \quad (11)$$

W – o trabalho realizado pelo ou sobre o sistema;

Q – a energia térmica em forma de calor gerada ou recebida pelo sistema;

U – a energia interna do sistema;

H – a entalpia do sistema;

P – a pressão interna do sistema; e

V – o volume do sistema.

Considerando o processo como sendo isobárico e fazendo as substituições na equação (10) tem-se:

$$\delta Q - \delta W = dH - PdV \quad (12)$$

Sendo em uma célula combustível o trabalho definido como resultado das reações eletroquímicas que geram expansão de gases e transporte de cargas (W_{el}), tem-se para a equação (13):

$$\delta W = \delta W_{el} + PdV \quad (13)$$

Se o processo é considerado irreversível, tem-se pela 2ª Lei da Termodinâmica:

$$\delta Q = TdS \quad (14)$$

Sendo T a temperatura do sistema em K e S a entropia do sistema.

Fazendo as substituições na equação (12), tem-se o trabalho elétrico pela equação (15):

$$\delta W_{el} = TdS - dH = -dG \quad (15)$$

Logo, para uma célula combustível, o máximo trabalho é definido pela energia livre de Gibbs (G) que pode ser obtida pela equação de reação global da célula. Considerando os reagentes e produtos no estado de referência e integrando a equação (15), tem-se:

$$W_{el}^0 = -\Delta G^0 \quad (16)$$

O trabalho elétrico gerado, ou seja, o trabalho real pode ser expresso em função da diferença de potencial real entre os eletrodos, conforme a equação (17):

$$W_{el} = n F (V_{cat} - V_{an}) = n F V_{cel} \quad (17)$$

Sendo:

n - o número de elétrons liberados na reação eletroquímica (mol);

$F = 96485 \text{ C/mol}$ - a constante de Faraday;

V_{cat} – Tensão do cátodo (V);

V_{an} – Tensão do ânodo (V); e

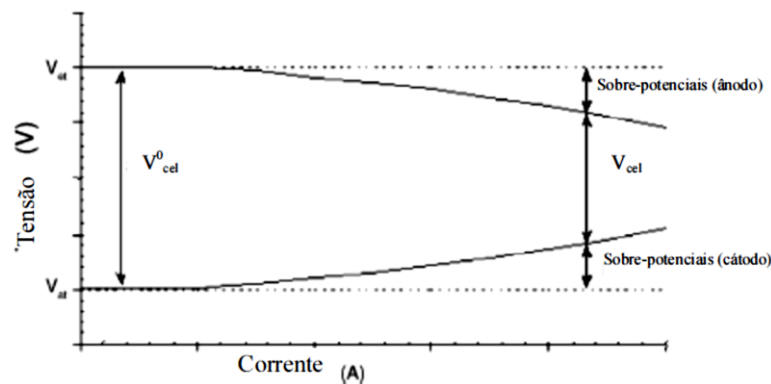
V_{cel} – Tensão real da célula (V)

Consequentemente, pela equação (16), a máxima tensão reversível teórica para a célula seria:

$$V_{cel}^0 = - \frac{\Delta G^0}{n F} \quad (18)$$

Diversos fenômenos relacionados com a cinética das reações eletroquímicas nos eletrodos introduzem perdas de tensão na célula quando se aumenta a corrente, conforme ilustra a Figura 14. As perdas de tensão ocorrem mais frequentemente no ânodo e cátodo, embora perdas no eletrólito sejam comuns em alguns tipos de células. Tais perdas são denominadas sobre-potenciais (MATELLI; BAZZO, 2005). A diferença entre a tensão real e a tensão reversível representa a quantidade de energia não convertida em energia elétrica, ou seja, a energia convertida em calor (LARMINE; ANDREW, 2000).

Figura 14 – Efeitos dos sobre-potenciais na tensão da célula em função da corrente.



Fonte: Adaptado de Matelli; Bazzo (2005)

Os sobre-potenciais podem ser divididos em 4 tipos principais, conforme a Tabela 2. Cada sobre-potencial possui comportamento específico dependendo do tipo de célula e da

densidade de corrente. Enquanto células de baixa temperatura (como as do tipo PEM) apresentam maior sobre-potencial de ativação quando em baixa densidade de corrente, células de alta temperatura apresentam o comportamento oposto. Células que utilizam combustível líquido apresentam elevado sobre-potencial de fluxo cruzado quando em altas densidades decorrente além de um sobre-potencial de ativação elevado em baixas densidades de corrente. Assim, células a combustível líquido em geral tendem a apresentar desempenho inferior.

Tabela 2 – Tipos de sobre-potenciais

1 - Ativação	Causado pela inércia das reações que ocorrem na superfície dos eletrodos.
2 – Fluxo cruzado	Causado pelo fluxo indesejado, ou difusividade, de combustível e/ou elétrons pelo eletrólito.
3 - Ôhmico	Causado pela resistividade elétrica do eletrodo e pela condutância elétrica do eletrólito.
4 - Concentração	Causado pela variação de concentração do combustível e do oxigênio nos respectivos eletrodos conforme se dá seu consumo.

Fonte: Adaptado de Larminie; Andrew (2000)

2.7 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A HIDROGÊNIO DE ALTA TEMPERATURA

Células-combustível com elevada temperatura de operação, tal como o Carbonato Fundido (*Molten Carbonate Fuel Cell - MCFC*), Ácido Fosfórico (*Phosphoric Acid Fuel Cell - PAFC*) e Óxido Sólido (*Solid Oxide Fuel Cell - SOFC*) são comumente desenvolvidas para aplicações em plantas de geração de energia elétrica (sistemas estacionários). Suas maiores vantagens são a alta eficiência, operação sem rejeitos em forma líquida ou de gases ativos e melhor resposta cinética e resistência às altas temperaturas.

Os materiais mais utilizados no ânodo de células SOFC são ligas de níquel e zircônia (ZrO_2) em forma de óxido conhecido como yttria (LARMINE; ANDREW, 2000). No eletrólito, utiliza-se uma cerâmica de zircônia dopada com yttria que se mostra eficiente como meio de transporte do íon O^{2-} . No cátodo, utiliza-se uma cerâmica de estrôncio (Sr). Porém, é necessário que um processo de reforma a vapor forneça hidrogênio obtido do processamento de hidrocarbonetos quando combustíveis fósseis ou biocombustíveis são utilizados no lugar de reservatórios de hidrogênio puro (MATELLI; BAZZO, 2005).

A alta temperatura de operação promove a exaustão de gases altamente aquecidos que podem ter sua energia térmica recuperada em sistemas de aquecimento ou em ciclos secundários de geração de energia com o uso de micro-turbinas (LARMINE; ANDREW,

2000). Vários estudos citaram o uso de células SOFC em sistemas embarcados (BARATTO; DIWEKAR, 2005; SANTARELLI et al., 2009; SANTARELLI; CABRERA, 2011; WHYATT; CHICK, 2012). Neste caso foram citadas duas geometrias possíveis para células SOFC. Como descrito a seguir, as SOFC planas mostram-se mais compactas, leves e eficientes enquanto as tubulares mostraram-se mais limitadas e seu uso em sistemas embarcados não se mostra atraente.

Hafsia et al. (2011), realizaram estudos das fontes de geração de energia no interior de células SOFC planas. Foi constatado que as temperaturas internas podem variar entre 600°C e 900°C. Não foi considerado neste estudo o sistema de processamento e purificação de combustível. As altas temperaturas geradas pelas SOFCs implicam em geração de calor que pode ser efetivamente recuperado para a geração de potência em uma turbina a gás integrada, aumentando a eficiência energética.

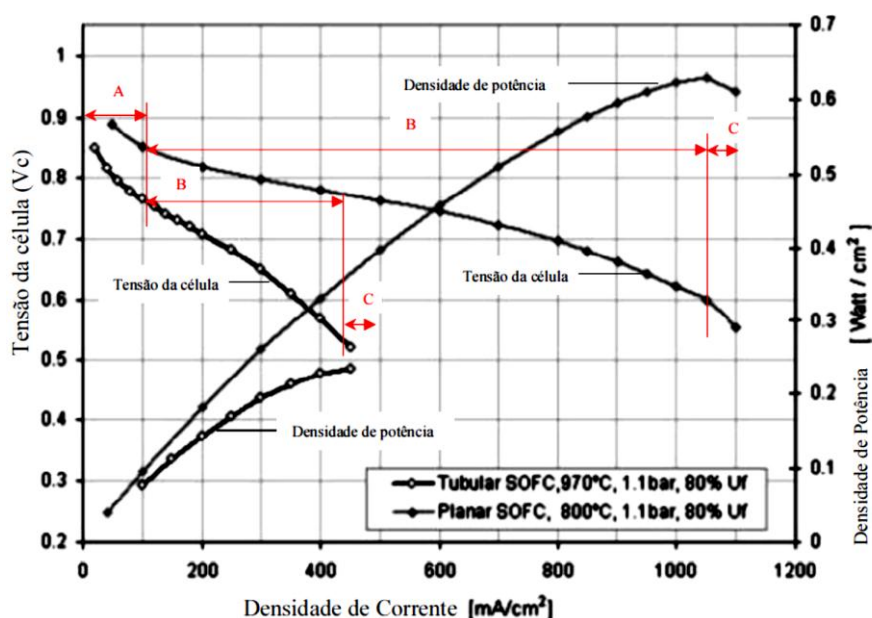
Vários modelos teóricos de estruturas microscópicas de eletrodos (poroso, rede randômica resistiva e rede randômica esférica) são citados na literatura. O desempenho de células SOFC sofre grande influência desta estrutura microscópica ao aumentar sua área eletroquímica ativa. Entretanto, esta influência nos sobre-potenciais de ativação e ôhmico são desprezíveis. Em geral, o sobre-potencial do ânodo é maior devido a sua maior espessura (CHINDA, 2013).

Santarelli e Cabrera (2011), realizaram um estudo para aproveitamento da energia térmica gerada em células SOFCs embarcadas em aeronaves a jatos regionais. A energia térmica seria aproveitada em uma microturbina. Tal sistema poderia substituir os atuais módulos de energia auxiliar (*Auxiliary Power Units - APUs*), que possuem eficiência elétrica abaixo de 20% quando operado em solo (KEIM et al., 2013).

Segundo Santarelli e Cabrera (2011), dois tipos de geometrias de células SOFC poderiam ser considerados para uso embarcado. As células planas são mais eficientes que as células tubulares devido ao menor sobre-potencial gerado e maior densidade de corrente. Isto reduz o consumo de combustível e o tamanho das células quando comparado às células tubulares. Porém, a eficiência de células-combustível depende diretamente do fornecimento de ar. Para uso em aeronaves seria necessário o fornecimento de ar pressurizado (por derivação da pressão da cabine de passageiros, por exemplo) devido à baixa pressão atmosférica em altitude. O tempo de inicialização seria outro fator de interesse, pois devido à alta temperatura de funcionamento, o sistema deveria ser mantido em modo de espera quando a aeronave estivesse em solo. A Figura 15 ilustra o comportamento de uma célula SOFC em função de sua geometria. Observa-se que o sobre-potencial de ativação (setor A) não é expressivo por ser uma

célula de alta temperatura. O sobre-potencial ôhmico (setor B) é mais expressivo para a geometria tubular, assim como o sobre-potencial de concentração (setor C), o que limita a densidade máxima de corrente em 1100 mA/cm^2 na geometria plana e 450 mA/cm^2 na geometria tubular. Observa-se que mesmo com a temperatura de operação mais baixa (800°C para a geometria plana e 970°C para a tubular) a geometria plana se mostra mais atraente em termos de eficiência, mantendo-se os demais parâmetros como pressão de operação em 1,1 atm (1,1 bar) e fator de utilização do combustível (U_f) em 80% e constantes.

Figura 15 – Curvas características de uma célula SOFC em função da densidade de corrente e geometria.



2.8 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL A HIDROGÊNIO DE BAIXA TEMPERATURA

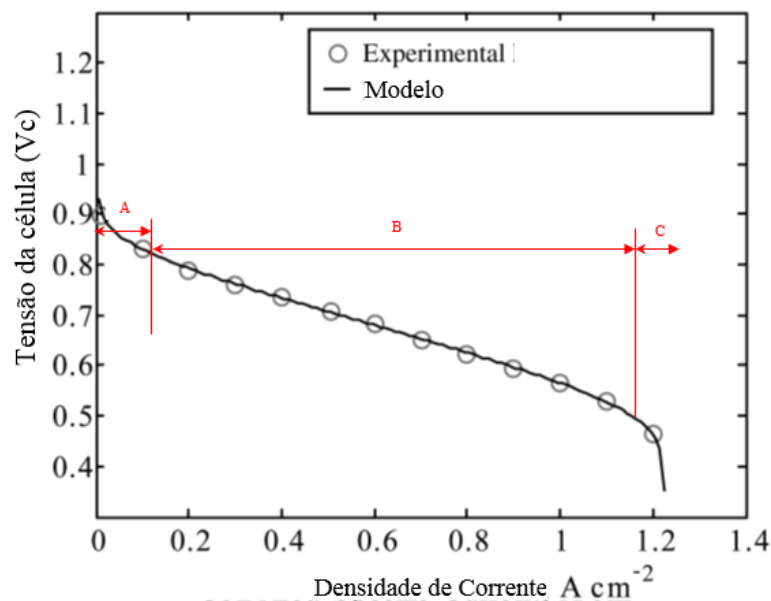
As células-combustível de membrana polimérica (*Próton Exchange Membrane Fuel Cell* - *PEMFC*) necessitam de hidrogênio de elevada pureza para o funcionamento da membrana, por onde os íons H^+ movem-se do ânodo para o cátodo, conforme Figura 2. Sua densidade de potência é mais elevada, possui rápida resposta e inicialização, capacidade de funcionamento prolongado e flexibilidade quanto ao tipo de combustível, por exemplo metanol e gás natural, desde que providenciado os sistemas de reforma (ZHANG et al., 2004), assim como capacidade de operação em diversas orientações e dimensões compactas (LARMINE; ANDREW, 2000). Porém, a capacidade de geração de energia térmica na célula é menor devido à necessidade de se manter o teor de umidade da membrana e sua sensibilidade ao monóxido de carbono. Este

tipo de célula-combustível tem sido utilizado com grande frequência em sistemas embarcados (LARMINE; ANDREW, 2000; WELAYA et al., 2012). Entretanto, os sistemas embarcados ensaiados utilizaram um reservatório de hidrogênio puro (SAXE et al., 2008; LAPENÑA-REY et al., 2010; ROMEO et al., 2011). Trabalhos a respeito de ensaios de sistemas com processamento e purificação de combustível a bordo não foram encontrados na literatura, embora Welaya et al. (2012) afirmem que um sistema de célula-combustível polimérica com processamento e purificação de combustível pode ser simulado, estimando-se as temperaturas na célula em 70 °C e sistema de processamento de combustível operando entre 500 °C e 1100 °C.

O melhor catalisador para ambos os eletrodos é a platina. Esta é depositada sobre uma fina camada de carbono ou XC72 (Carbot). O eletrólito é um polímero condutor de íons H^+ composto de fluoro-polímeros sulfonados, ou mais comumente o fluoroetileno. Sua forma comercial mais difundida é o *nafion*, do fabricante Dupont.

A Figura 16 apresenta uma curva característica de tensão em função da corrente para uma célula PEM de geometria plana. Observa-se que o sobre-potencial de ativação (setor A) é alguns décimos mais expressivo por ser uma célula de baixa temperatura. O sobre-potencial ôhmico (setor B) é sensivelmente mais expressivo que de uma célula SOFC. Os sobre-potenciais de concentração e fluxo cruzado (setor C) aumentam o coeficiente da curva e limitam a densidade máxima de corrente em 1200 mA/cm².

Figura 16 – Curva característica de uma célula PEM



Fonte: (BRADLEY et al., 2009)

2.9 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL: PROCESSO DE REFORMA

Uma maneira de se obter o hidrogênio é a reforma a vapor de hidrocarbonetos, uma reação altamente endotérmica que resulta em uma síntese gasosa composta de hidrogênio, monóxido de carbono, dióxido de carbono, vapor de água e hidrocarbonetos não convertidos. Outros meios de se obter hidrogênio a partir de hidrocarbonetos são a oxidação parcial e a reforma autotérmica. Ahmed e Krumpelt (2001) apresentam um estudo abrangente na obtenção de hidrogênio a partir de hidrocarbonetos.

A reforma a vapor é uma tecnologia utilizada em escala industrial para produção de hidrogênio. A equação (19) é a forma genérica de uma reação de reforma e a equação (20) é sua reação de troca água-gás associada (também conhecida como shift). Tais reações são favorecidas em catalizadores de níquel em elevadas temperaturas, tipicamente acima de 500 °C. A composição dos produtos depende da temperatura do reformador, da composição do hidrocarboneto e da proporção de vapor de água fornecida (LARMINE; ANDREW, 2000). A Figura 17 apresenta a composição de reforma em fração molar para o gás natural em função da temperatura. É possível observar que a formação de hidrogênio inicia somente após os 250°C e conforme se aumenta a temperatura, aumentam-se as concentrações de CO e H₂. A Figura 18 ilustra o gráfico de composição em concentração da reforma para o etanol. Assim como no caso do gás natural, se constata que o máximo de produção de H₂ se dá entre 650°C e 800°C (923K e 1050K) com aumento expressivo da concentração de CO.

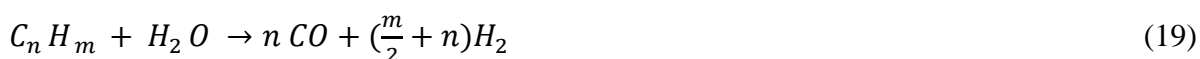
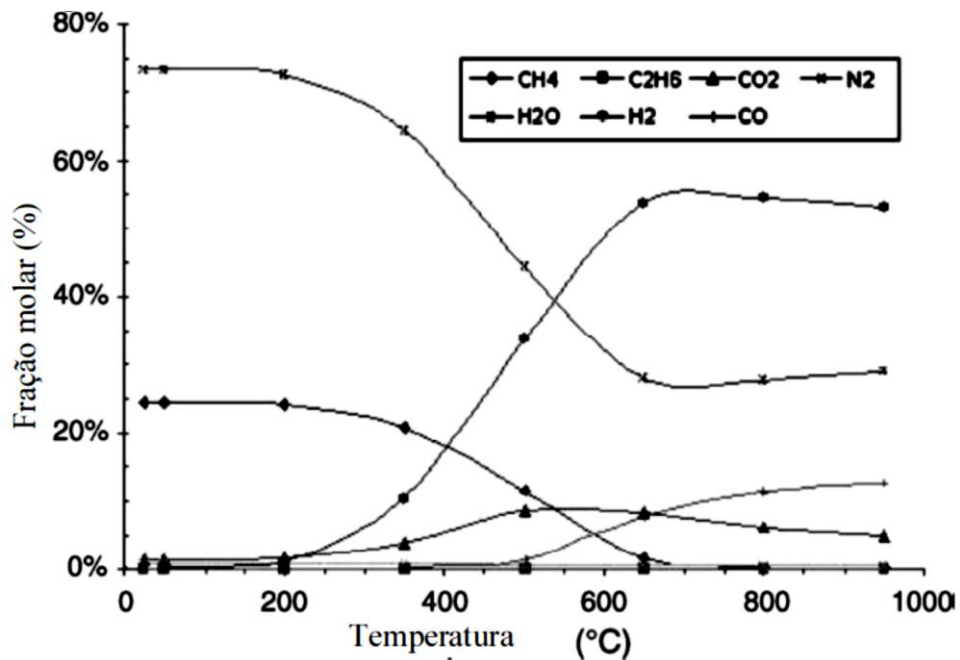
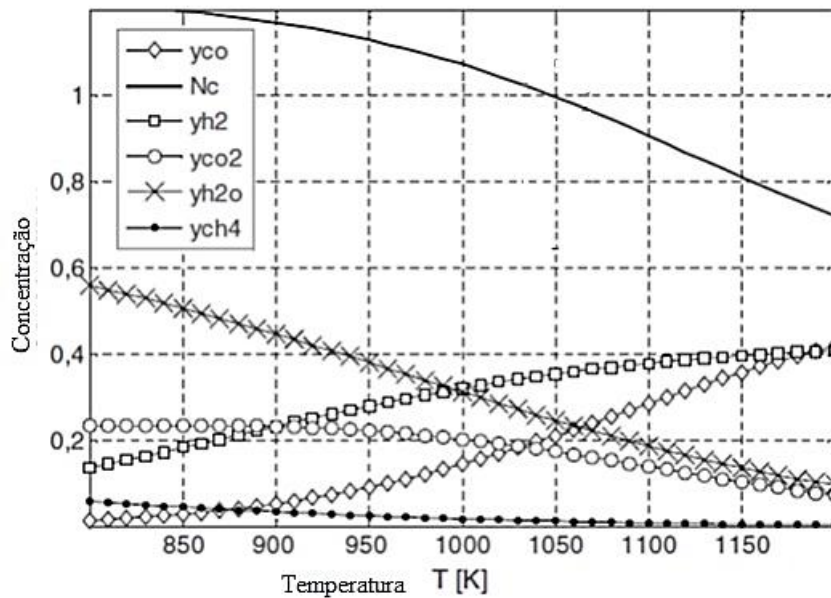


Figura 17 – Composição da reforma do gás natural em função da temperatura



Fonte: (MATELLI; BAZZO, 2005)

Figura 18 – Composição da reforma do etanol em função da temperatura



Fonte: Adaptado de Santarelli, Cabrera (2011)

Gás natural e derivados do petróleo contêm compostos orgânicos de enxofre que necessitam ser removidos antes de qualquer etapa de processamento, sendo que seus níveis não devem ser maiores que 0,1 ppm. Em alguns casos, uma parcela do hidrogênio gerado na reforma a vapor deve ser reaproveitada no hidrosulfurizador. Este reator consiste de um

catalizador de níquel-molibdênio ou cobalto-molibdênio onde compostos de enxofre são convertidos em sulfitos de hidrogênio de acordo com a reação (21) (LARMINE; ANDREW, 2000).



Conforme se verifica nas Figura 17 e Figura 18, o uso de combustíveis orgânicos (etanol, gás natural, querosene, etc.) em células a hidrogênio, em substituição aos reservatórios deste, necessita de elevadas temperaturas no processo de reforma. Consequentemente o consumo de energia para vaporizar o combustível e manter a temperatura de reação também é alto, sem mencionar a necessidade de um processo de dessulfurização. Tais características agregam sistemas complexos e aumentam a inércia do sistema. Logo seu uso em sistemas embarcados pode acarretar em desvantagens e até mesmo na sua inviabilidade técnica.

2.10 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL: SISTEMA HÍBRIDO

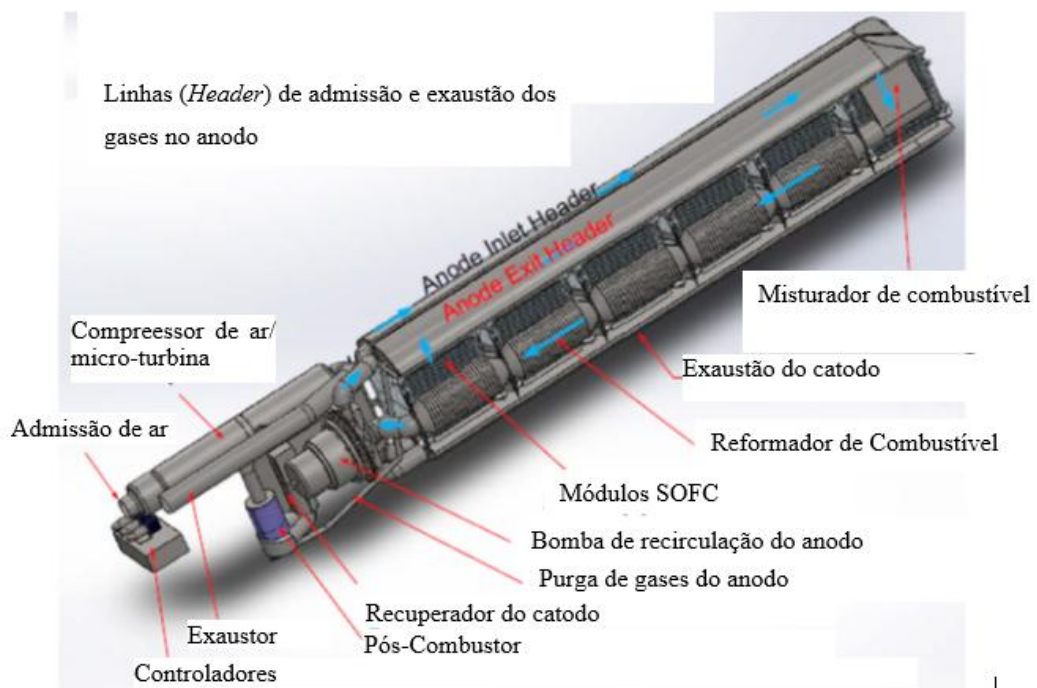
Embora o uso de sistemas a célula-combustível híbridos (sistema de geração de energia elétrica com processamento de combustível) para uso embarcado sejam um desafio na aviação devido à questão do peso e compressão de ar na admissão, estudos vem sendo realizados neste campo. A Figura 19 apresenta o projeto conceitual da Boeing onde ar é admitido na condição ambiente da altitude de voo e comprimido por um grupo turbo-compressor para ser enviado ao cátodo. O combustível é admitido no misturador e enviado ao reformador interno. Parte dos gases de exaustão do ânodo são recirculados. Uma fração da exaustão do ânodo e a exaustão do cátodo são enviados a uma câmara de combustão para acionar a microturbina do grupo turbo-gerador.

A Boeing conduziu um projeto conceitual de módulos de células SOFC híbridos para uso em novas gerações de aeronaves, dentre elas o Boeing 787. Neste estudo foram simuladas várias cargas pagas e missões entre 1852 a 12964 km (1000 a 7000 milhas náuticas), com base em parâmetros apropriados de operação (consumo de combustível e perfil de voo).

O limite técnico (*breakeven point*) para o peso do arranjo de células foi calculado no ponto onde a redução de peso de combustível, consequência da maior eficiência do arranjo, seria cancelada pelo consumo de combustível dos motores necessário para transportar o peso do arranjo. Estimativas reais de peso para o arranjo foram então comparadas com o limite técnico.

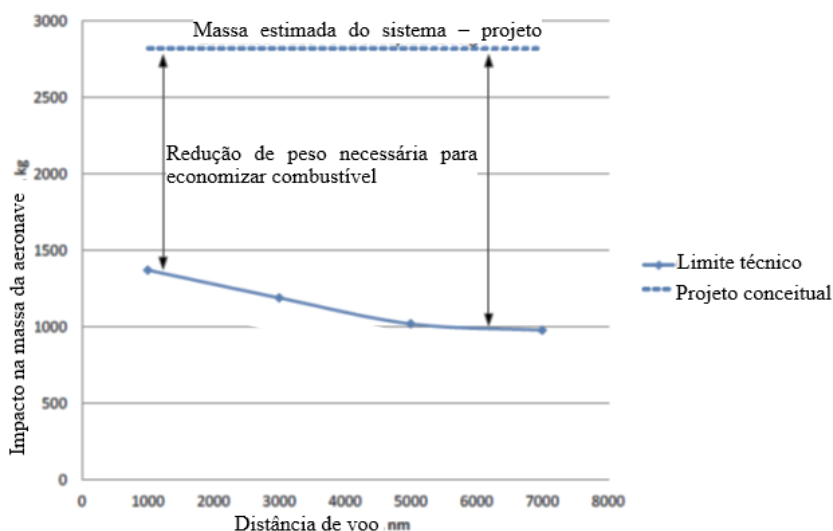
A massa estimada neste projeto com capacidade de 972 kW, operando em 0,825 V e 8 atm de pressão, supera o ponto de viabilidade técnica. Logo a potência específica do sistema (razão potência/massa) teria de ser aumentada em uma razão maior que 2 (WHYATT; CHICK, 2012). A Figura 19 ilustra o projeto conceitual e o gráfico da Figura 20 compara a massa do sistema com seu peso máximo viável para aplicação na aeronave.

Figura 19 – Arranjo do projeto conceitual conduzido pela Boeing para aplicação no Boeing 787.



Fonte: Adaptado de Whyatt; Chick (2012)

Figura 20 - Impacto do sistema no ganho de peso da aeronave



Fonte: (WHYATT; CHICK, 2012)

2.11 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL DE BAIXA TEMPERATURA A COMBUSTÍVEL LÍQUIDO

O sistema de célula-combustível ideal para uso embarcado seria o que utilizasse no ânodo combustível diretamente em forma líquida. Porém, nem todos os combustíveis líquidos conseguem reagir na mesma proporção que um gás de maneira a garantir a eficácia da reação de eletrólise. Dentre os líquidos, o metanol e o etanol conseguem alcançar índices modestos de eficácia quando comparados com hidrogênio. Entretanto, tais combustíveis são diluídos em água, conforme reações anódicas das equações (22) e (23), e a baixa velocidade de reação provoca elevados sobre-potenciais de ativação no ânodo. Adicionalmente, o sobre-potencial de fluxo cruzado do combustível pela membrana é maior que o do hidrogênio. Consequentemente, a tensão e a eficiência destes tipos de células-combustíveis, denominadas de células a etanol direto (*Direct Ethanol Fuel Cell - DEFC*) ou metanol direto (*Direct Methanol Fuel Cell - DMFC*), são baixas quando comparadas às células a hidrogênio. Suas vantagens são a facilidade de armazenamento, segurança de manipulação e densidade energética dos combustíveis líquidos (LARMINE; ANDREW, 2000). A Figura 21 ilustra o princípio de funcionamento de uma DEFC. A solução etanol e água é admitida no ânodo e os íons H^+ liberados na ionização do etanol e da água cruzam a membrana polimérica em direção ao cátodo, sendo liberado CO_2 como produto no ânodo. Ar é admitido no cátodo e o oxigênio, ao reagir com os íons H^+ proveniente da membrana, produz água líquida. A geração de energia

elétrica se dá pela liberação de elétrons que fluem do ânodo para o cátodo. Placas bipolares viabilizam a conexão de células através de ligações em série formando módulos.

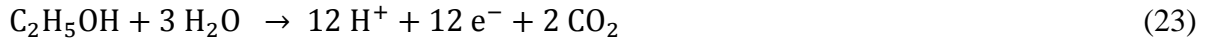
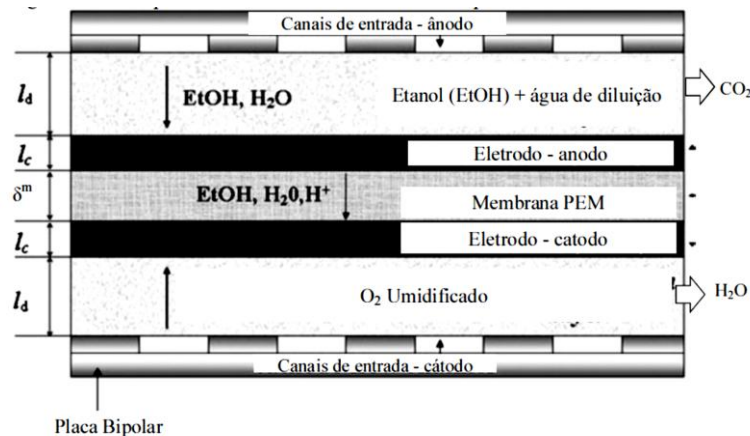


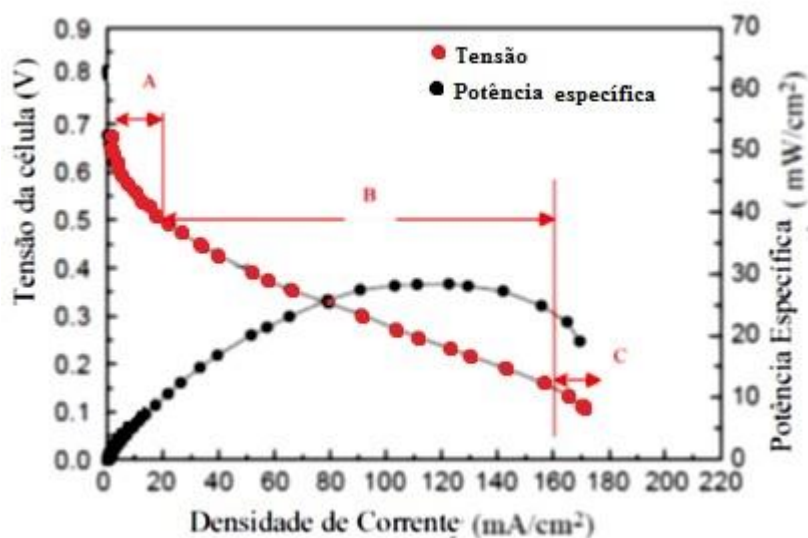
Figura 21 - Princípio de funcionamento de uma célula de polimérica a etanol direto



Fonte: Adaptado de Andreadis et al. (2008)

A Figura 22 ilustra a curva característica de uma célula polimérica a etanol direto, onde se verifica a grande influência do sobre-potencial de ativação (setor A) em baixas densidades de corrente. O sobre-potencial ôhmico é modestamente acentuado (setor B). Os sobre-potenciais de fluxo cruzado e concentração (setor C) provocam uma ligeira queda na tensão em altas densidades de corrente, o que acaba limitando a corrente máxima em valores equivalentes a 1/5 do máximo de células a hidrogênio.

Figura 22 – Curva característica de uma célula DEFC.



Fonte: Adaptado de Song et al. (2005)

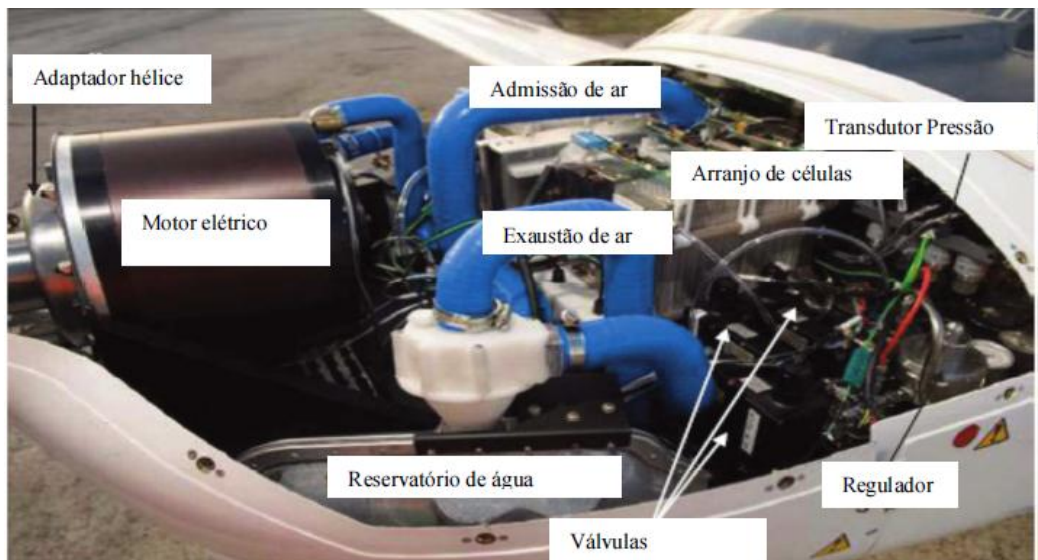
2.12 CÉLULAS-COMBUSTÍVEL ENSAIADAS EM VOO

Um sistema de células-combustível poliméricas a hidrogênio embarcado foi testado pela Boeing em uma aeronave leve tripulada. O sistema foi capaz de manter a aeronave em voo nivelado fornecendo potência à hélice apenas com a energia gerada por um arranjo de células poliméricas (LAPENÑA-REY et al., 2010). Contudo, vários esforços foram necessários para lidar com a redistribuição de massa na aeronave, armazenamento do tanque de hidrogênio e passagem da tubulação de hidrogênio de modo a não criar perigo iminente de explosão a bordo.

O consórcio ENFICA-FC utilizou uma aeronave leve esportiva para executar testes com um sistema híbrido de potência. Um arranjo de células-combustível poliméricas de 20 kW foi ligado em paralelo com um conjunto de 2 baterias de Li-Po e um sistema de controle de carga. Para a fase mais crítica do ensaio (decolagem) a potência requerida foi de 40 kW e durante a fase de cruzeiro o fornecimento de energia das baterias foi reduzido ao mínimo possível. Durante testes funcionais, a temperatura do corpo da célula atingiu aproximadamente 70° C; nos ensaios em voo esta temperatura baixou para 65 °C (ROMEIO et al., 2011).

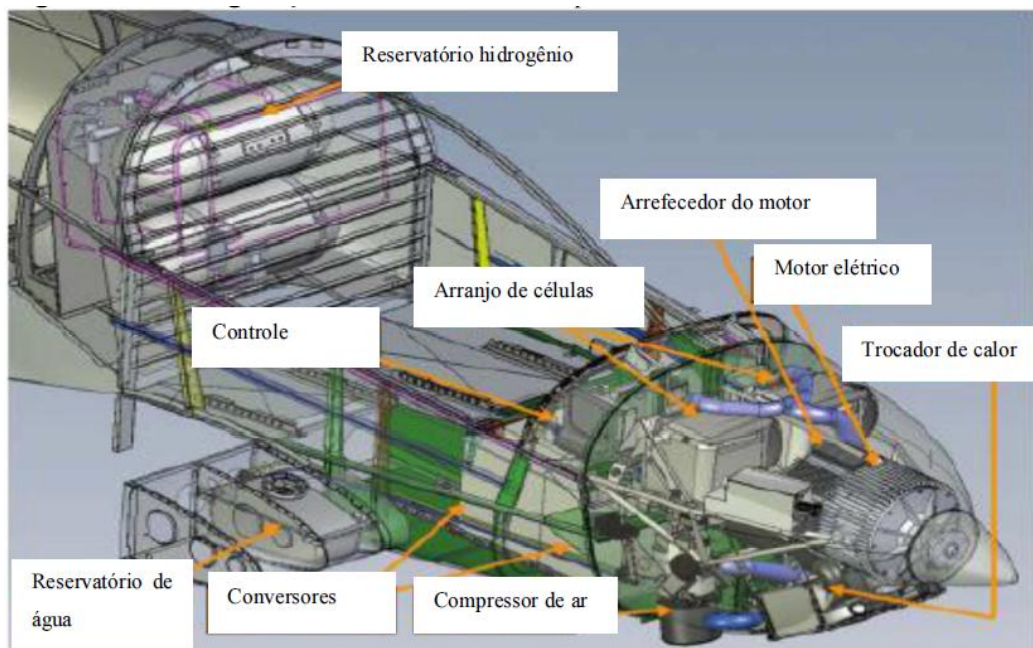
As Figura 23 e Figura 24 ilustram as configurações utilizadas nos ensaios. Em ambos os casos a água (como produto da reação) foi resfriada até a temperatura ambiente para posterior uso no sistema de arrefecimento da célula.

Figura 23- Configuração ensaiada em voo pela Boeing.



Fonte: Adaptado de Lapeña-Rey et al. (2010)

Figura 24 - Configuração ensaiada em voo pelo Instituto ENFICA.



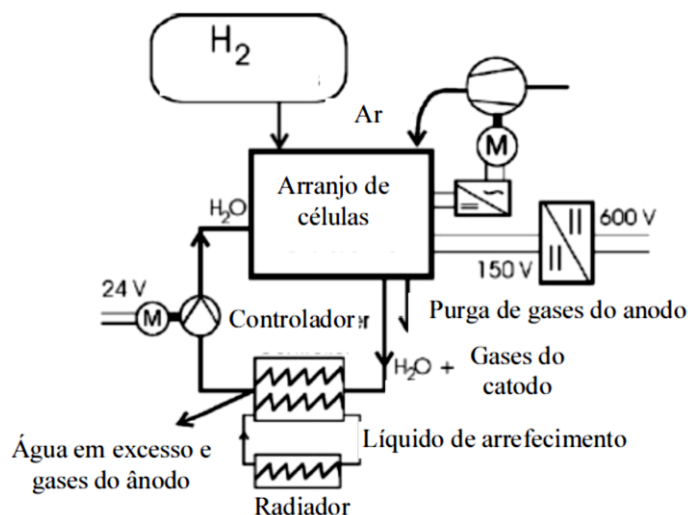
Fonte: Adaptado de Romeo et al. (2011)

2.13 FORMAS DE GERENCIAMENTO DA ENERGIA TÉRMICA

Conforme Folkesson et al.,(2003), a energia térmica gerada em sistemas de células embarcadas geralmente é dissipada por meio de um radiador que troca calor com o ar ambiente, conforme a Figura 25, de forma a manter a temperatura do arranjo de células em um valor seguro para a operação. Entretanto, para uso em aeronaves, a forma de tratamento da energia

térmica teria de ser adaptada às reais situações de voo de cruzeiro, ou seja, baixa densidade do ar, geração de arrasto, aquecimento cinético e peso.

Figura 25 – Forma usual de gerenciamento do calor gerado em células PEM



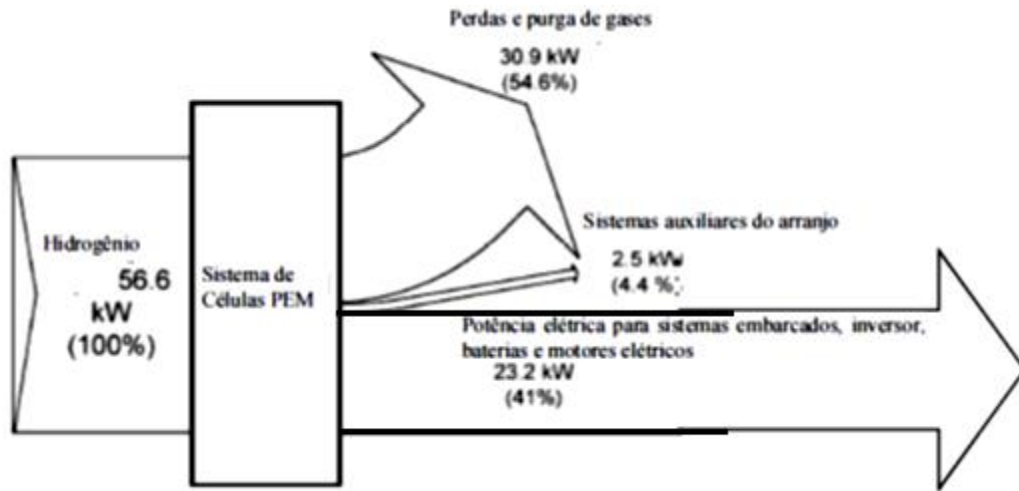
Fonte: Adaptado de Folkesson et al. (2003)

A energia térmica gerada pelas células-combustível pode ser recuperada para uso em sistemas embarcados. Mesmo células PEM podem gerar energia térmica aproveitável quando ligadas a um sistema de processamento e purificação de combustível. Células a combustível líquido possuem elevado sobre-potencial de ativação, conseqüentemente elevadas taxas de geração de calor. Baseando-se na disponibilidade estimada de energia térmica, um sistema de geração de trabalho ou de troca de calor pode ser dimensionado para uso em aeronaves.

2.14 EXERGIA E A QUALIDADE DA ENERGIA

Para uma análise energética apropriada, o mapeamento energético da célula precisa ser realizado. O diagrama de Sankey identifica as correntes de energia para um ciclo completo e não apenas em um determinado instante. A entrada total de energia, no caso da Figura 26, é baseada no poder calorífico inferior do hidrogênio, por se tratar de um arranjo de células PEM utilizado em testes de um ônibus de transporte público (FOLKESSON et al., 2003; SAXE et al., 2008).

Figura 26 – Diagrama de Sankey de arranjo de células PEM instalado em um ônibus para serviço de transporte público.



Fonte: Adaptado de Folkesson et al. (2003)

Pelo diagrama da Figura 26, verifica-se que aproximadamente 55% da energia do hidrogênio se transforma em calor dos sobre-potenciais e em gases aquecidos que são descartados na atmosfera e 45% é aproveitado em forma de energia elétrica para uso do próprio sistema de células e dos diversos sistemas do ônibus.

Logo, a energia se manifesta nas mais variadas formas com características e qualidades diversas. A qualidade de uma forma de energia é sua capacidade de produzir mudanças. Se as diferenças na qualidade das diversas formas de energia não forem levadas em conta na análise de sistemas térmicos, a análise pode resultar em resultados incoerentes (KOTAS, 1995).

A qualidade de uma forma de energia depende de seu reservatório, que pode ser ordenado ou desordenado. Dentre os reservatórios ordenados, temos a energia potencial, cinética, elétrica e os processos reversíveis. Reservatórios desordenados de energia compõem a energia química, a energia interna, radiação e processos irreversíveis. Porém, é possível que uma forma desordenada de energia seja convertida em energia ordenada.

Para contabilizar a qualidade da energia que se manifesta de forma desordenada, o padrão utilizado se baseia no máximo trabalho que pode ser obtido utilizando os elementos do ambiente como referência. Este padrão de qualidade é denominado exergia.

Em superfícies de controle, três tipos de transferência de energia devem ser consideradas nas análises:

- 1 – Transferência de trabalho;
- 2 – Transferência de calor; e

3 – Transferência de energia associada à advecção de massa.

A análise exergética das superfícies de controle dever ser realizada com base em formas apropriadas de balanço exergético adequadas às formas de transferência de energia citadas (KOTAS, 1995).

A exergia baseia-se na segunda lei da termodinâmica e pode ser definida como sendo o máximo trabalho que pode ser obtido de uma determinada forma de energia quando se utiliza o ambiente como parâmetro de referência (LEAL; SILVEIRA, 2002). A exergia do sistema pode ser dividida em física e química. Para a exergia física Ex_i^{ph} temos os seguintes componentes (OSAT et al., 2014) conforme equações (24) e (25):

Componente Térmico Ex_i^T :

$$Ex_i^T = \dot{n}_i [(\bar{h}_i - \bar{h}_i^0) - T_0(\bar{s}_i - \bar{s}_i^0)] \quad (24)$$

Sendo \dot{n}_i a vazão molar da espécie “i”, \bar{h}_i e \bar{s}_i a entalpia e entropia específica, em base molar, da espécie “i” no estado considerado e \bar{h}_i^0 e \bar{s}_i^0 a entalpia e entropia específica da espécie “i” no estado de referência de temperatura (T_0) e pressão (P_0).

Componente Mecânico:

$$Ex_i^M = \dot{n}_i \bar{R} T_0 \ln(\sum P_i/P_0) \quad (25)$$

Sendo \bar{R} a constante universal dos gases, $\sum P_i$ a pressão total da corrente formada por todas as espécies.

A exergia química (Ex_i^{CH}) pode ser dividida em exergia da substância pura ($Ex_i^{ch,0}$) e exergia de mistura ($Ex_i^{CH,m}$) (OSAT et al., 2014), conforme equações (26) e (27):

$$Ex_i^{CH,0} = \dot{n}_i \bar{e}x_i^{ch_0} \quad (26)$$

Sendo $\bar{e}x_i^{ch_0}$ a exergia específica da espécie “i” no estado referência de temperatura (T_0) e pressão (P_0)

A exergia de mistura ($Ex_i^{CH,mi}$) é definida como:

$$Ex_i^{CH,mi} = \bar{R} T_0 \dot{n}_i \ln(\dot{n}_i / \sum \dot{n}_i) \quad (27)$$

Sendo $\sum n_i$ a vazão molar total de todas as espécies da corrente (gás ou líquido).

A exergia total é, então, a soma das exergias física e química conforme equação (28):

$$Ex_i = Ex_i^{ph} + Ex_i^{ch} = (Ex_i^T + Ex_i^M) + (Ex_i^{CH} + Ex_i^{CH,m}) \quad (28)$$

A Tabela 3 resume os valores de exergia química utilizados no presente trabalho e a composição ambiental de referência.

Tabela 3 – Valores de exergia química específica das espécies na condição de referência

Espécie	Fração molar ambiente	$ex_i^{ch_0}$ kJ/mol
N ₂	0,79	0,640
O ₂	0,21	3,922
CO ₂		20,163
H ₂ O _l		0,914
C ₂ H ₅ OH _l		1356,777

Fonte:(LEO et al., 2011)

Segundo alguns autores (TUNA, 1999; LEAL; SILVEIRA, 2002) a exergia de combustíveis pode ser aproximada pelo seu poder calorífico inferior. Entretanto, no presente trabalho, optou-se pelo uso de valores de exergia química tabelados com a posterior soma das exergias das espécies da corrente em análise (LEO et al., 2011).

Para a exergia de potência elétrica (Ex^{el}) gerada ou consumida (W^{el}), tem-se pela equação (29):

$$Ex^{el} = W^{el} \quad (29)$$

Para fontes de calor (Ex_i^Q) tem-se a seguinte definição de exergia conforme equação (30):

$$Ex_i^Q = (1 - \frac{T_0}{T_i})Q_n \quad (30)$$

Sendo T_i a temperatura da fonte i em K.

As irreversibilidades do sistema (I) podem ser estimadas pelo balanço exergético, conforme definido por Kotas, (1995) na equação (31):

$$E_i = E_e + I \quad (31)$$

Sendo

E_i - a soma das exergias que entram no sistema.

E_e - a soma das exergias que saem do sistema.

Conseqüentemente, a eficiência racional (ψ) quantifica o desempenho exergético do sistema, conforme equação (32).

$$\psi = \frac{E_e}{E_i} \quad (32)$$

A listagem das irreversibilidades de componentes pode auxiliar na determinação do desempenho de uma planta energética. Uma representação das correntes de exergia e de suas perdas é obtida pelo diagrama de Grassmann, que pode ser entendido como uma adaptação do diagrama de Sankey. Neste tipo de representação pode-se verificar não apenas as perdas de exergia mas a divisão e recirculação correntes exergéticas (KOTAS, 1995).

2.15 ETANOL

Etanol pode ser produzido a partir de colheitas como cana de açúcar, milho, beterraba etc., bem como de suas partes não comestíveis ou de outras biomassas, tais como pasto, resíduos florestais e resíduos urbanos.

Comparam-se os diversos processos de fabricação do etanol através da definição de razão de energia. Esta é definida como sendo a razão entre a energia extraída do biocombustível e a energia fóssil requerida para produzir a biomassa. Assim, no caso do etanol produzido do milho a razão de energia é de 2,0. Seu desempenho pode ser aumentado para 2,8 caso se utilize 50% de biomassa como fonte de energia na planta de produção do etanol. No caso da cana de açúcar, seu desempenho é bem superior sendo a razão de energia estipulada em 8,0. Plantas de produção de etanol a partir do milho estão em operação comercial nos Estados Unidos da América enquanto no Brasil estão em operação plantas de produção a partir da cana de açúcar (RAMÍREZ TRIANA, 2011; BADWAL et al., 2015).

Análises recentes mostram que as produções de etanol a partir de resíduos celulósicos apresentam um desempenho superior ao produzido do caldo. No caso da produção a partir de folhas e caules do milho, a razão de energia foi prevista em 5,2. Para o bagaço da cana em 32. Entretanto, este método de produção está em fase pré-comercial ou de demonstração e dependente de subsídios do governo (BADWAL et al., 2015).

Outras formas de produção do etanol ainda se encontram em fase de pesquisa. Seu desempenho depende do pré-tratamento dado a biomassa para que ocorra a quebra das

diferentes estruturas de celulose. Nestes casos a razão de energia varia de 2 a 36 (BADWAL et al., 2015).

Tanto etanol como metanol são considerados combustíveis renováveis se obtidos do caldo de cana. Entretanto, o etanol como biocombustível domina a capacidade de produção mundial. Seu uso em células-combustível disponibilizaria uma tecnologia de geração de energia elétrica que além de ser neutra em emissões de CO₂ (no caso do etanol do caldo da cana de açúcar) possuiria facilidade de manuseio, armazenagem e transporte do combustível (BADWAL et al., 2015). Com seu ponto de solidificação em -117,3° C (LARMINE; ANDREW, 2000), não haveria impedimentos técnicos para uso em aeronaves comerciais em quando em baixas temperaturas. Entretanto, a utilização em aeronaves a jato demandaria uma grande adaptação nos serviços auxiliares dos aeroportos para que sua distribuição, armazenamento e fornecimento final fosse assegurado. Modificações menos extensas seriam necessárias nos sistemas de bordo sendo, no mínimo, necessário adaptar tanques e linhas de distribuição específicos para o etanol para que estes não se confundam com os sistemas destinados à querosene.

2.16 CICLOS RANKINE DE RECUPERAÇÃO DE CALOR

Pesquisas mostram que a recuperação de calor para conversão em energia elétrica é possível utilizando-se ciclos Rankine e fluidos orgânicos. Entretanto o desenvolvimento destes sistemas emprega componentes específicos não disponíveis em escala comercial. Os protótipos atuais de 10 kW necessitam de um volume mínimo de 908 L e empregam linhas de alta pressão (5 atm a 10 atm), demandando o uso de componentes robustos e de elevado peso (QIU et al., 2011). Estudos recentes mostram que as temperaturas de trabalho destes ciclos estão entre 25°C na fonte fria e no mínimo 103°C na fonte quente sendo a máxima eficiência atingida acima dos 130°C (ROBBINS; GARIMELLA, 2010). Embora relativamente compactos para aplicações estacionárias, o uso destes sistemas em aeronaves é inviável pelo elevado peso e volume. Seu uso em arranjos de células-combustível de baixa temperatura também se mostra inviável pela disparidade das temperaturas de funcionamento.

3 METODOLOGIA

A metodologia se divide em três etapas principais. Primeiro, é levantada a demanda elétrica de uma aeronave de médio porte em voo de cruzeiro típico, obtida na literatura. Posteriormente, é estabelecido um modelo para determinar a tensão gerada por uma célula polimérica a etanol, bem como as tensões associadas a diferentes sobre-potenciais. A partir da tensão gerada, é modelado um arranjo de células a ser embarcado para atender a demanda elétrica levantada inicialmente. A energia térmica resultante da operação da célula é também determinada, visando posterior análise de possibilidades de recuperação em voo, conforme objetivo do presente trabalho. A seguir são apresentadas cada uma das etapas metodológicas em detalhes.

3.1 DEMANDA DE ENERGIA DE UMA AERONAVE

Segundo Whyatt; Chick (2012), no caso de instalação de um arranjo de células em uma aeronave a jato, a APU poderia ser removida. O gerador RAT deveria ser mantido, assim como os geradores de eixo dos motores, caso sejam compartilhados como motores de partida.

Pelo fato de a célula gerar corrente contínua, a unidade retificadora auto-transformadora seria suprimida. Como 30% das cargas elétricas a bordo utilizam corrente alternada seria necessário o uso de inversores. Assim, a redução de peso mais significativa se daria pela supressão da APU e do sistema retificador de corrente no caso de aeronaves cujo projeto possua motores com geradores e motores de partida conjugados.

Dentre as alternativas ao uso de hidrogênio puro, células combustível a etanol direto tem-se mostrado atraentes devido à maior densidade de energia quando comparado com outros álcoois, menor toxicidade e simplicidade de operação ao não utilizar reservatórios de gás ou sistemas de reforma. Porém, seu uso combinado com eletrólitos ácidos (membranas de transporte de prótons (*nafion*) e catalizadores Pt/Ru-C mostram um baixo desempenho cinético.

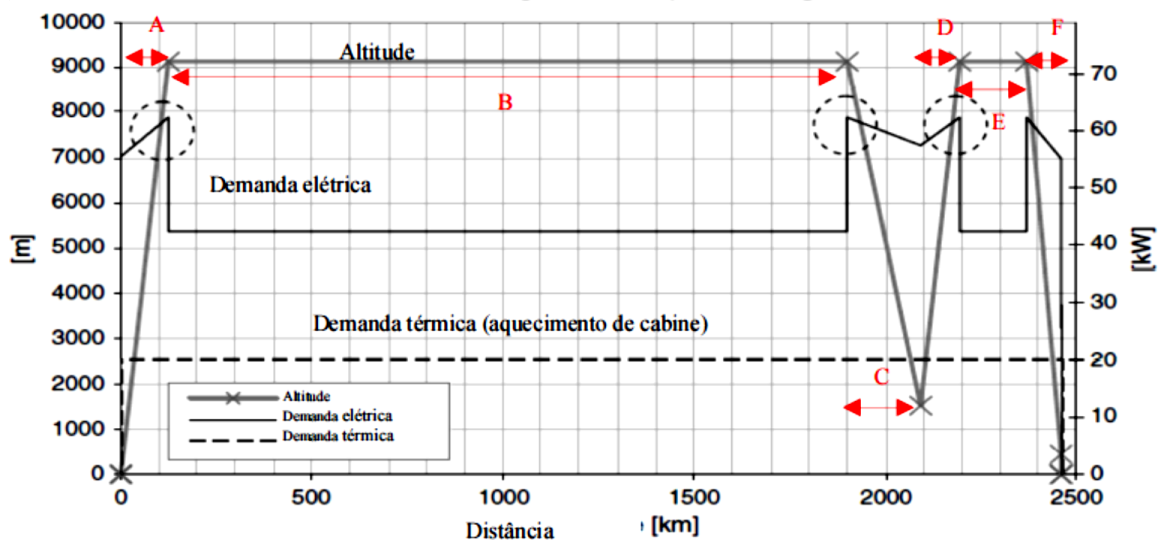
No presente trabalho, considera-se um arranjo de células a etanol direto para fornecimento de energia elétrica para uma aeronave de médio porte. Estabeleceu-se a paridade elétrica de forma a fornecer 85 kW. Esta potência elétrica foi estimada a partir do estudo de Santarelli et al. (2009) como aplicável a aeronave Dornier modelo 328 JET de 34 assentos e peso máximo de 15200 kg. Esta aeronave demanda, durante a decolagem, 62,5 kW de energia elétrica e 20 kW de energia térmica para aquecimento de cabine. Conforme o gráfico da Figura 27, o perfil de voo pode ser dividido em 6 etapas detalhadas a seguir.

Após a partida dos motores e táxi, a aeronave executa um perfil de subida até a altitude cruzeiro (etapa A) a 9150 m de altitude. Durante esta fase, a demanda de energia atinge seu pico de consumo, pois a aeronave cruza pontos de elevada umidade relativa e temperaturas decrescentes, condições favoráveis à formação de gelo.

Na altitude de cruzeiro (etapa B) os sistemas anti-gelo podem ser desligados na medida que a umidade da estrutura evapora.

Na descida para a aproximação e pouso (etapa C), novamente a demanda de energia atinge seu pico ao se acionar os sistemas anti-gelo para cruzar locais de elevada umidade relativa. As etapas D, E e F demonstram a arremetida com subida a altitude de cruzeiro e posterior descida para pouso no aeródromo de alternativa.

Figura 27 – Curvas de demanda de energia em função da etapa de voo.



Fonte: (SANTARELLI; CABRERA, 2011)

A Tabela 4 detalha as demandas de energia térmica e elétrica em cada fase do voo. Todas as demandas estão em kW.

Tabela 4 – Demanda de energia elétrica e térmica para cada etapa do voo.

	APU em solo	Partida motores	Taxi	Decolagem	Cruzeiro	Descida	Órbita	Arremetida	Cruz. Altern.	Descida Altern.	Aprox. & Pouso	Taxi
Partida Motores	0,0	28	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Ar condicionado	8	0,0	8	15	25	15	10	15	25	15	8	8
Aquec. Cabine	20	0	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20
Sistema anti-gelo	0,0	0,0	0,0	30	0,0	30	30	30	0,0	30	0,0	0,0
Aquecimento pitot	1	0,0	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5	6,5
Carga baterias	0,6	0,6	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,2	0,2	0,2	0,4
Demais sistemas	1,2	1,2	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1
Aviônicos	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7
Iluminação	0,8	0,3	1,5	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,3	1,5
Controle de voo	5,8	5,8	7,1	5,8	5,8	5,8	5,8	5,8	5,8	5,8	5,8	9,5
Consumo total	41,1	39,6	47,3	82,4	62,4	82,3	77,3	82,4	62,4	82,3	45,6	49,7
Tempo (min)	15,2	1,0	2,0	12	178,0	21,0	10,0	10,0	17,5	10,0	3,3	8,0
Distância (km)	0,0	0,0	0,0	122,0	1778	190	0,0	105,0	175,0	90,0	0,0	0,0

FONTE: (SANTARELLI et al., 2009)

Constata-se que durante o procedimento de decolagem os maiores consumos estão nos sistemas de controle ambientais (aquecimento de cabine, ar condicionado) e no sistema de proteção de formação de gelo.

O Dornier 328 apresenta 2 versões dependendo do tipo de motorização e propulsão (ALEMANHA, 2011). A versão turbo-hélice não foi considerada no presente estudo. A versão a jato, ou 328-300, apresenta-se equipada com 2 motores Pratt & Whitney 306B. Sua capacidade máxima é de 5016,0 kg de combustível na versão de distância de operação estendida (*Extended Range Version*). Sua velocidade máxima calibrada é de 254,3 m/s (300 kt) a 6309 m (20700 ft) ou Mach 0,66 entre 6309 m até a altitude máxima de operação 10668 m (35000 ft).

A motorização utilizada não possui geradores e motores de partida compartilhados. A partida se dá por extração de ar da APU. Cada motor possui peso seco de 522,1 kg e é capaz de desenvolver uma foça de empuxo de 2691 N durante a decolagem (ALEMANHA, 2014). Os geradores de energia elétrica são conectados ao eixo e são auxiliados por caixas de redução.

Diferentemente do caso estudado por Whyatt, Chick (2012), o Dornier 328-300 possui possibilidade de uma redução de peso adicional ao se suprimir os geradores e suas respectivas caixas de redução, bem como a redução da quantidade de óleo consumido e que não necessita ser arrefecido, conforme apresentado no capítulo 2.4.

3.2 MODELAGEM DA TENSÃO DA CÉLULA

Para estimativa da tensão de circuito aberto é possível utilizar a equação de Vant-Hoff em pequenas diferenças de temperatura. Assim, a determinação da função de Gibbs à temperatura absoluta de operação da célula (T_{cel}) é obtida pela equação (33) (ANDREADIS et al., 2008):

$$\frac{\Delta G(T_{cel})}{T_{cel}} - \frac{\Delta G^0(T_0)}{T_0} = \Delta H^0 \left(\frac{1}{T_{cel}} - \frac{1}{T_0} \right) \quad (33)$$

A tensão de Nerst na temperatura da célula é estabelecida pela equação (34):

$$E_N(T_{cel}) = \frac{\Delta G(T_{cel})}{z F} \quad (34)$$

Sendo:

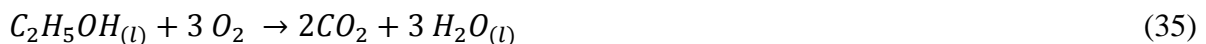
$\Delta G^0(T_0)$ a função de Gibbs na temperatura de referência ($T_0=298$ K) obtida pela reação global, conforme a Lei de Hess (WYLEN, VAN et al., 1998);

ΔH^0 a entalpia de reação na temperatura de referência;

$z=12$ mol o número de elétrons que teoricamente são liberados na reação anódica da equação (23); e

$F=96485$ C/mol (constante de Faraday).

A reação global é dada pela equação (35):



A tensão real da célula (V_{cel}) (ANDREADIS et al., 2008) é obtida ao se diminuir da tensão de circuito aberto as perdas de tensão ou sobre-potenciais de ativação do ânodo ($\eta_{a,a}$) e cátodo ($\eta_{a,c}$), ôhmica (η_{oh}), concentração do ânodo ($\eta_{c,a}$) e cátodo ($\eta_{c,c}$) e fluxo cruzado (η_{fc}) conforme equação (36):

$$V_{cel} = E_N(T_{cel}) - \eta_{a,a} - \eta_{a,c} - \eta_{oh} - \eta_{c,a} - \eta_{c,c} - \eta_{fc} \quad (36)$$

Pramanik; Basu (2010) apresentam um método analítico para estimativa dos sobre-potenciais em que somente as perdas por ativação do ânodo ($\eta_{a,a}$), ôhmica (η_{oh}) e concentração do ânodo ($\eta_{c,an}$) e cátodo ($\eta_{c,c}$) são consideradas, conforme equação (37):

$$V_c = E_N(T_{cel}) - \eta_{a,a} - \eta_{oh} - \eta_{c,a} - \eta_{c,c} \quad (37)$$

A seguir são detalhados os modelos para calcular os respectivos sobre-potenciais levados em conta na equação (37).

3.2.1 Sobre-potencial de ativação no ânodo

Durante a eletro-oxidação do etanol, ácido acético e acetaldeído são formados antes do dióxido de carbono na presença de um catalisador de Pt-Ru/C, segundo as reações anódicas (38) a (40):



Com base nas reações, as equações (41) e (42) são utilizadas para o sobre-potencial de ativação no ânodo (PRAMANIK; BASU, 2010):

$$\eta_{a,a} = \frac{RT_{cel}}{\alpha_a F z_a} \ln \left(\frac{i (C_{EtOH})^{-0,25} (C_{H_2O})^{-0,25}}{K_{EtOH}} \right) \quad (41)$$

$$K_{EtOH} = z_a F K_3^0 K_1 K_2 \quad (42)$$

Sendo:

$z_a=4$ – número de elétrons liberados no ânodo, conforme as reações (38) a (40).

$C_{EtOH} = C_{F,EtOH}$ - concentração local de etanol, assumida constante e igual à concentração de alimentação ($C_{F,EtOH}$).

C_{H_2O} - concentração da água de diluição do etanol.

α_a – constante de transferência do ânodo.

i - densidade de corrente da célula.

K_3^0 – constante padrão da reação (40).

K_1 - constante de reação direta-inversa da reação (38)

K_2 - constante de reação direta-inversa da reação (39).

K_{EtOH} - constante global de reação de oxidação do etanol.

3.2.2 Sobre-potencial de ativação no cátodo

No cátodo, o sobre-potencial de ativação pode ser desprezado devido ao excelente comportamento cinético da reação de redução do oxigênio em eletrodos de platina em meio ácido (PRAMANIK; BASU, 2010).

3.2.3 Sobre-potencial de concentração no ânodo

Surge pela redução de concentração do etanol no ânodo devido à resistência de transporte de massa. A correlação da equação (43) é fornecida para o sobre-potencial de concentração no ânodo (PRAMANIK; BASU, 2010):

$$\eta_{c,a} = \frac{RT}{\alpha_a F z_a} \ln \left\{ \frac{i}{i_0} \left[\exp\left(\frac{v^d}{k^d}\right) + \frac{i}{z_a F v^d C_{F,EtOH} \left[\exp\left(\frac{v^d}{k^d}\right) \left(\frac{v^d}{k_f} + 1\right) - 1 \right]} \right]^{-1} \right\} \quad (43)$$

Sendo:

i_0 - densidade de corrente de ativação no ânodo e cátodo.

k_f - coeficiente de transferência de massa da camada de alimentação para a camada de difusão:

$$k_f = 1,87 \cdot 10^{-4} \left(\frac{i}{0,03} \right)^{0,32} \quad (44)$$

v^d - velocidade da água na camada de difusão, expressa por:

$$v^d = \frac{M_{H_2O} i}{\rho_{H_2O} F} \left(\frac{1}{z_a} + \lambda_{H_2O} \right) \quad (45)$$

M_{H_2O} - massa molar da água.

ρ_{H_2O} - massa específica da água.

z_a - número de elétrons liberados na reação.

λ_{H_2O} - coeficiente de arrasto eletro-osmótico da água.

k^d - coeficiente de transferência do etanol na camada de difusão dado por:

$$k^d = \frac{D_{EtOH}^d (\varepsilon^d)^{3/2}}{l_d} \quad (46)$$

D_{EtOH}^d - difusividade do etanol no eletrodo

ε^d - fração porosa do eletrólito.

l_d - largura dos canais da célula

3.2.4 Sobre-potencial de concentração no cátodo

No cátodo tem-se a migração dos prótons pela membrana e a seguinte reação teórica:



No cátodo, 1 elétron é liberado devido à reação de redução do oxigênio em conjunto com a reação de oxidação do etanol que cruza a membrana (ANDREADIS et al., 2008).

A equação.(48) mostra a correlação para o sobre-potencial de concentração no cátodo (PRAMANIK; BASU, 2010):

$$\eta_{c,c} = \frac{RT}{\alpha_c F z_c} \ln \left(\frac{i}{i_0 [1 - iM]} \right) \quad (48)$$

Sendo:

α_c - constante de ativação do cátodo.

$z_c = 1$ - número de elétrons liberados no cátodo.

M - constante expressada por:

$$M = \frac{l_d C_{0b}}{z_c F D_{O_2} (\varepsilon^d)^{3/2}} \quad (49)$$

C_{0b} - concentração de entrada do oxigênio no ar atmosférico.

D_{O_2} - difusividade do oxigênio no eletrodo.

3.2.5 Sobre-potencial de tensão ôhmica:

As tensões ôhmicas da célula se devem à condutividade elétrica da membrana (σ_m) e à resistência elétrica do eletrodo (R_b). De acordo com Heysiattalab; Shakeri (2011), a condutividade da membrana pode ser estimada pela equação (50):

$$\sigma_m = 0,073 e^{\left[1268\left(\frac{1}{298} - \frac{1}{T_{\text{cel}}}\right)\right]} \quad (50)$$

A resistência elétrica específica do eletrodo é considerada $R_b = 0,006 \Omega \text{ cm}^2$.

Logo, a tensão ôhmica total é dada pela equação 51:

$$\eta_{ohm} = i \left(\frac{\delta^m}{\sigma_m} + R_b \right) \quad (51)$$

Sendo δ^m a espessura da membrana.

Resultados experimentais mostram que existe um limite de densidade de corrente para o ânodo ($i_{\text{lim,EtOH}}$) e cátodo ($i_{\text{lim,O}_2}$), respectivamente, resultantes das limitações de transporte de massa do etanol e do oxigênio. O valor teórico das correntes limite podem ser expressos pelas equações (52) e (53) (ANDREADIS et al., 2008):

$$i_{\text{lim,EtOH}} = \frac{z_a F D_{\text{EtOH}}^d (\epsilon^d)^{3/2} C_{F,\text{EtOH}}}{l_d} \quad (52)$$

e

$$i_{\text{lim,O}_2} = \frac{z_c F D_{\text{O}_2} (\epsilon^d)^{3/2} C_{ob}}{l_d} \quad (53)$$

A Tabela 5 apresenta os valores dos parâmetros adotados no modelo da célula.

Tabela 5 - Parâmetros utilizados no modelo.

Parâmetro	Valor	Referência
α_a	$0,0008T_{\text{cel}} + 0,0945$	*(PRAMANIK; BASU, 2010)
α_c	$0,0011T_{\text{cel}} + 0,0118$	*(PRAMANIK; BASU, 2010)
K_{EtOH}	1 Coulomb (mol cm) ^{-1/2} /s	(PRAMANIK; BASU, 2010)
$C_{F,\text{EtOH}}$	0,001 mol/ml	(PRAMANIK; BASU, 2010)
C_{ob}	$0,3289 \times 10^{-6}$ mol/ml	(ANDREADIS et al., 2008)
i_0	$0,0004 T_{\text{cel}} - 0,1005$ mA/cm ²	*(PRAMANIK; BASU, 2010)
z_a	4	(ANDREADIS et al., 2008)
z_c	1	(ANDREADIS et al., 2008)
$\lambda_{\text{H}_2\text{O}}$	3,16	(PRAMANIK; BASU, 2010)
δ^m	0,00145 cm	(PRAMANIK; BASU, 2010)
D_{EtOH}^d	$1,83 \times 10^{-5}$ cm ² /s	(PRAMANIK; BASU, 2010)
D_{O_2}	$0,0011T_{\text{cel}} - 0,0582$	*(PRAMANIK; BASU, 2010)
ϵ^d	0,834	(PRAMANIK; BASU, 2010)
l_d	0,003 cm	(PRAMANIK; BASU, 2010)
R_b	0,006 $\Omega \text{ cm}^2$	(PRAMANIK; BASU, 2010)

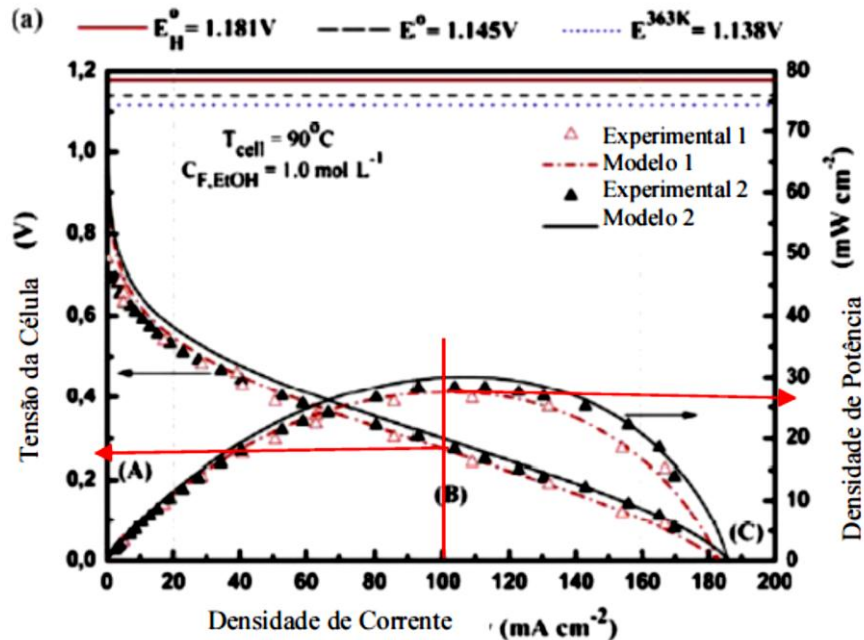
* Curva ajustada por linearização dos dados apresentados na referência.

O modelo para cálculo da tensão e potência descrito anteriormente, baseado no trabalho de Pramanik; Basu (2010) é implementado no software EES (KLEIN, 2013). Os resultados obtidos são apresentados posteriormente no capítulo 4.

3.3 MODELAGEM DA CÉLULA EMBARCADA

A quantidade de células necessárias na montagem do arranjo depende do consumo elétrico desejado. Como o peso em equipamentos aeronáuticos é um fator crucial, o projetista deve atentar-se ao ponto de máxima densidade de potência da célula. Andreadis et al. (2008) condiziram uma análise de células a etanol direto em catalizadores Pt/Ru-C e pode-se afirmar que a máxima densidade de potência nesta configuração é atingida em aproximadamente 100 mA/cm² de densidade de corrente, conforme ilustra a Figura 28 – Tensão da Célula e Densidade de Potência em função da densidade de corrente.. Dois tipos de eletrodos foram ensaiados e os parâmetros do modelo foram adequados para sua validação. Na primeira configuração, utilizou-se no ânodo um catalizador de fabricação própria composto de PtRu/C (1,0 mg cm⁻² de Pt) e, no cátodo, um catalizador comercial da Johnson Matthey Corp., composto de 20% de Pt/C (1,0 mg cm⁻² de Pt). Na segunda configuração, utilizou-se no ânodo um catalizador composto de PtRu/C (1,33 mg cm⁻² de Pt) e, no cátodo, um catalizador comercial da Johnson Matthey Corp., composto de de Pt/C (1,0 mg cm⁻² de Pt). Aumentando-se a concentração de platina no eletrólito, observa-se um leve aumento no desempenho da célula. O eletrólito utilizado nos ensaios foi o uma membrana de *nafion* 115.

Figura 28 – Tensão da Célula e Densidade de Potência em função da densidade de corrente.



Fonte: (ANDREADIS et al., 2008)

Entretanto, observa-se que uma maior densidade de potência gera uma quantidade maior de calor devido ao efeito dos sobre-potenciais. Assim, deve-se estabelecer uma estratégia quanto ao gerenciamento do calor residual para evitar problemas com o ressecamento da membrana de *nafion* (KAMARUDIN et al., 2012). A Tabela 6 especifica o arranjo de células utilizado na análise exérgica.

A pressão de operação interfere de forma positiva no desempenho de células a hidrogênio (LARMINE; ANDREW, 2000). No caso de células que utilizam etanol diretamente em forma líquida, é usual pressurizar moderadamente o cátodo em 2 atm (ANDREADIS et al., 2008; SURESH; JAYANTI, 2011). A pressurização do ar admitido no cátodo evita o fluxo cruzado do etanol. Entretanto, consome-se certa quantidade de energia elétrica que não foi considerada no modelo matemático do presente estudo, pelo fato do modelo da célula não prever perda de carga. Logo, é assumido que o arranjo como um todo opere em 1 atm de pressão. Caso seja necessário, o cátodo pode ser pressurizado pela extração de ar do próprio sistema de pressurização da aeronave.

A temperatura também afeta positivamente o desempenho de células de modo geral (LARMINE; ANDREW, 2000). Entretanto, a membrana polimérica necessita de umidade para seu perfeito funcionamento. Assim, em 1 atm de pressão de operação é usual ajustar a

temperatura em 90°C para que não ocorra a evaporação de parte do eletrólito e, conseqüentemente, o colapso das reações.

Outro fator que interfere no desempenho de células a etanol direto é sua concentração molar. Conforme estudos desenvolvidos por vários autores (ANDREADIS et al., 2006, 2008; PRAMANIK; BASU, 2010; SURESH; JAYANTI, 2011) a concentração do etanol acima de 1M não apresenta melhoras no desempenho da célula. Para o presente trabalho, a concentração molar do etanol foi fixada em 1M (0,001 mol/ml) para todas as condições de operação, conforme Tabela 5

Diferentemente dos arranjos que utilizam hidrogênio, o etanol em excesso pode ser facilmente separado dos produtos de reação e reutilizado no ânodo. Assim, como não se utiliza nenhum outro processo para manutenção da célula (câmara de combustão, reformador, evaporador, etc.) assumiu-se um fator de utilização do combustível (razão entre a quantidade de etanol utilizado e a fornecida) em 95%. Para células a hidrogênio este fator é de aproximadamente 75% (LEE et al., 2014) para que o excesso seja utilizado em sistemas auxiliares.

Fixando-se a densidade de corrente em 100 mA/cm², os demais parâmetros de desempenho do arranjo (tensão, densidade de potência e eficiência) são obtidos por balanços de massa e energia.

Tabela 6 – Definição da configuração ou Arranjo de Células-Combustível

Pressão Operação [atm]	Temperatura [°C]	Tensão [V]	Densidade Corrente [mA/cm ²]	Densidade Potência [mW/cm ²]	Eficiência Elétrica	Fator de utilização combustível
1	90	0,333	100	33,3	28,2%	95%

Fonte: Autoria própria

Considerando a hipótese de introduzir melhorias no projeto da célula, e conseqüentemente que o sobrepotencial de ativação seja reduzido, esta poderia desenvolver um comportamento mais eficiente. Nesta situação seria perceptível um aumento no valor da tensão de operação e proporcionalmente um aumento na eficiência elétrica. Logo, ao dobrar o valor da tensão, a eficiência seria duplicada e o calor gerado reduziria a 1/3 do valor obtido para a voltagem de 0,33 V.

Do contrário, caso a célula apresentasse uma piora em seu desempenho, o sobrepotencial de ativação aumentaria reduzindo a tensão desta. Ao diminuir a tensão à metade do valor

obtido, a eficiência da célula reduziria de maneira proporcional, porém o calor gerado aumentaria numa razão maior que 2.

As estimativas de consumo de ar e etanol, assim como de geração de água e dióxido de carbono, foram baseadas em adaptações das correlações apresentadas por Larminie, Andrew (2000), equações (54) a (57). A metodologia desenvolvida pelos autores considera o número teórico de elétrons liberados em cada reação. Neste caso, para a reação anódica da reação $C_2H_5OH + 3 H_2O \rightarrow 12 H^+ + 12 e^- + 2 CO_2$ (23), um total de 12 elétrons seriam liberados. Para as demais substâncias, considera-se que 4 elétrons seriam liberados pela molécula de O_2 para reagir com os íons H^+ na reação catódica $4 H^+ + O_2 \Leftrightarrow 2 H_2O$ (47). Consequentemente, cada molécula de CO_2 formada solicitaria 4 elétrons assim como a água formada que solicitaria 2 elétrons. A correção do número teórico de elétrons liberados pelos reagentes e absorvidos pelos produtos se dá no valor da tensão real da célula (V_{cel}) conforme discutido no Capítulo 3.2.

$$\dot{n}_{in}^{ETOH} = \frac{P}{z V_{cel} F} \quad (54)$$

$$\dot{n}_{in}^{O_2} = \gamma \frac{P}{4 V_{cel} F} \quad (55)$$

$$\dot{n}_{out}^{CO_2} = \frac{P}{4 V_{cel} F} \quad (56)$$

$$\dot{n}_{out}^{H_2O} = \frac{P}{2 V_{cel} F} \quad (57)$$

Sendo:

\dot{n}_{in}^{ETOH} - vazão molar de etanol admitido no arranjo mol/s;

$\dot{n}_{in}^{O_2}$ - vazão molar de oxigênio admitido no arranjo mol/s;

$\gamma = 1,5$ - razão estequiométrica do ar mol/s;

$\dot{n}_{out}^{CO_2}$ - vazão molar de dióxido de carbono gerado no arranjo mol/s;

$\dot{n}_{out}^{H_2O}$ - vazão molar de água líquida gerada no arranjo mol/s;

P – potência elétrica gerada no arranjo W;

V_{cel} – tensão da célula V

F – constante de Faraday C/mol.

$z = 12$ – número teórico de elétrons liberados na reação anódica.

Foi considerado que o ar é admitido seco a 1 atm e 25° C e composto de 21 % de oxigênio e 79 % de nitrogênio e que o etanol é fornecido diluído em água na proporção de 1 mol de etanol para 3 mols de água, conforme reação (23).

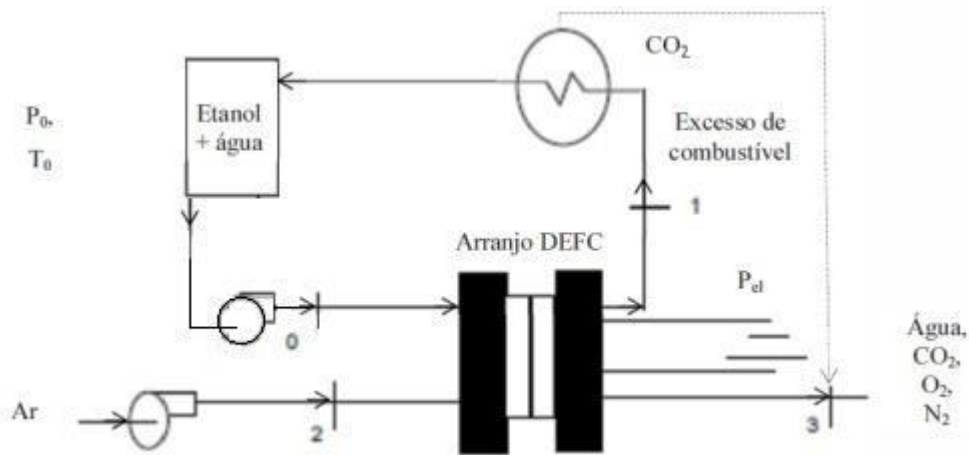
A estimativa de calor gerado pelos sobre-potenciais (Q_n) foi obtida conforme determinado por Larminé; Andrew, (2000), onde se relaciona a tensão de circuito aberto com a tensão real da célula e a potência gerada pelo arranjo, conforme equação (58).

$$Q_n = P \left(\frac{E_N(T_{cel})}{V_{cel}} - 1 \right) \quad (58)$$

O sistema embarcado proposto baseado em um arranjo de células tipo DEFC é mostrado na Figura 29. As entradas de ar e etanol (pontos 0 e 2) se dão à pressão e temperatura ambiente. Após as reações eletroquímicas, no ponto 1, o excesso de etanol é reaproveitado com seu resfriamento até a temperatura ambiente e o CO₂ formado é separado para compor os gases de exaustão do cátodo juntamente com a água líquida no ponto 3. As potências de bombeamento de etanol e água de diluição, assim como a potência de compressão de ar, foram desprezadas, pois o modelo de célula não prevê a perda de carga em sua operação. Foi suposto que todo o etanol reagido levou à formação de CO₂ somente; logo, percentuais de acetaldeído e ácido acético não foram contabilizados nos produtos. A temperatura de evaporação do etanol é de 78,5°C (LARMINE; ANDREW, 2000), o que pode levar ao desenvolvimento de um escoamento bifásico nos canais da célula e na linha de recirculação do combustível em temperaturas de operação acima dos 80°C. Este efeito não foi contabilizado no modelo da célula, pois a equação de Vant-Hoff, equação (33), não se utiliza das pressões parciais e a membrana de *nafion* permite o uso de gases e líquidos.

Para operações acima dos 80°C, a separação do CO₂ estaria sujeita ao pré-resfriamento do vapor de etanol até sua temperatura de condensação (78,5°C), com posterior formação de etanol líquido. Cálculos preliminares mostram que esta quantidade de calor seria no máximo de 0,46 kW com o arranjo gerando 85 kW de energia elétrica, supondo o calor de vaporização do etanol em 855 kJ/kg e calor específico em 2,44 kJ/kgK (LARMINE; ANDREW, 2000). Isto representa 0,17% da energia disponibilizada pelo combustível na entrada do arranjo e foi desprezado no modelo. Logo, considera-se que o etanol permanece sempre em estado líquido em todos os pontos do sistema da Figura 29, independentemente da temperatura de operação.

Figura 29 - Sistema do arranjo DEFC em estudo



Fonte: Autoria própria

Para os cálculos de 1ª Lei da termodinâmica, foi admitido que a energia provida pelo combustível se compõe da entalpia de reação (ΔH^0), segundo a reação global da célula. Para o trocador de calor do combustível em excesso e para a estimativa das perdas de energia do arranjo pelos produtos de reação, foi utilizada a equação (59).

$$Q_i = \dot{n}_i(\bar{h}_i - \bar{h}_{i,0}) \quad (59)$$

Sendo

Q_i – energia térmica dissipada pela espécie i ;

\dot{n}_i – vazão molar da espécie i ;

\bar{h}_i – entalpia específica da espécie i na temperatura e pressão da célula;

$\bar{h}_{i,0}$ – entalpia específica da espécie na temperatura e pressão ambiente.

As perdas de calor para o ambiente foram desprezadas por serem muito pequenas quando comparadas com a troca de calor entre os fluidos.

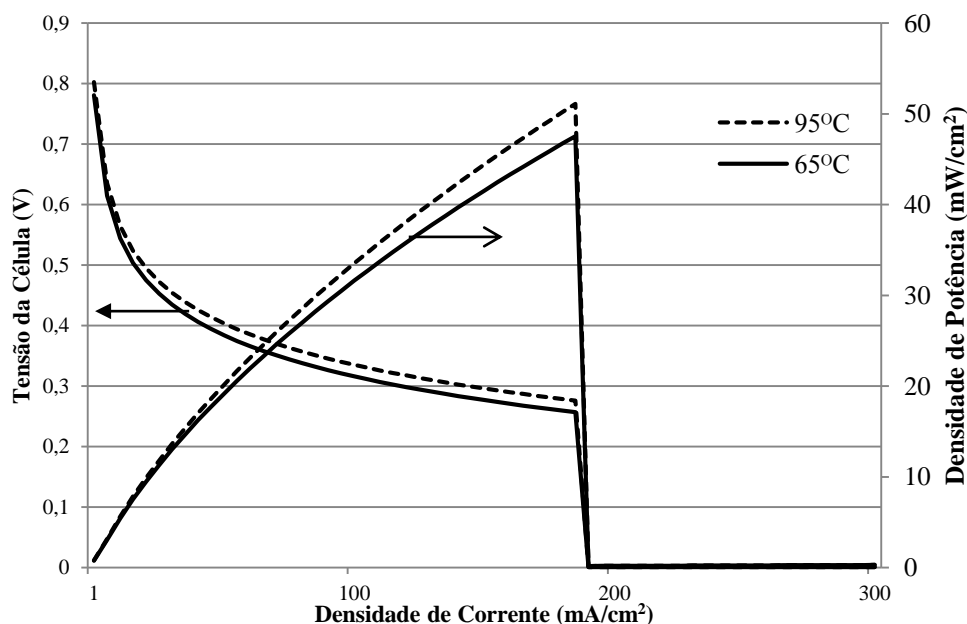
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

O presente capítulo apresenta os resultados obtidos para o modelo da célula-combustível e a análise de energia e exergia do sistema proposto na Figura 29. Alternativas para a destinação do calor e da água gerados na célula são propostas e resultados adicionais são apresentados para auxiliar na tomada de decisão.

4.1 COMPORTAMENTO DA CÉLULA-COMBUSTÍVEL

A célula foi simulada no software EES (KLEIN, 2013) utilizando-se etanol diluído em água na razão de 3 mols de água pra cada mol de etanol, mantendo a concentração deste em 0,001 mol/ml (1 M) e pressão de operação em 1 atm. O único parâmetro alterado foi a temperatura de operação, conforme descrito na seção 3.3. O gráfico da Figura 30 ilustra o comportamento da célula em função da temperatura de operação.

Figura 30 – Resultados obtidos para a tensão de célula e densidade de potência em função da temperatura



Fonte: Autoria própria

Observa-se que o desempenho da célula melhora com o aumento da temperatura, pois este parâmetro interfere de forma positiva no sobre-potencial de ativação em baixas densidades de corrente. O limite de corrente teórico ficou próximo de 190 mA/cm². Quando comparada com a Figura 28, observa-se coerência dos valores obtidos para a voltagem e densidade de

potência até a corrente de 110 mA/cm^2 . Acima deste valor, os efeitos de fluxo cruzado e concentração do etanol são dominantes e o modelo desenvolvido não prevê tal comportamento.

Como a membrana necessita de água na fase líquida para seu funcionamento, o limite de operação das células poliméricas é mantido em no máximo 90°C , uma vez que tais sistemas operam na maioria dos casos na pressão ambiente (KAMARUDIN et al., 2012).

Logo, o modelo de célula desenvolvido por Pramanik; Basu (2010) mostra-se apropriado para o presente trabalho, embora possua limitações em elevadas densidades de corrente.

4.2 ANÁLISE DE ENERGIA E EXERGIA

O diagrama de Sankey da Figura 31 e o diagrama de Grassman da Figura 32 ilustram as correntes de energia e exergia do sistema. O arranjo de células gera 85 kW de potência elétrica (demanda máxima para a aeronave em estudo).

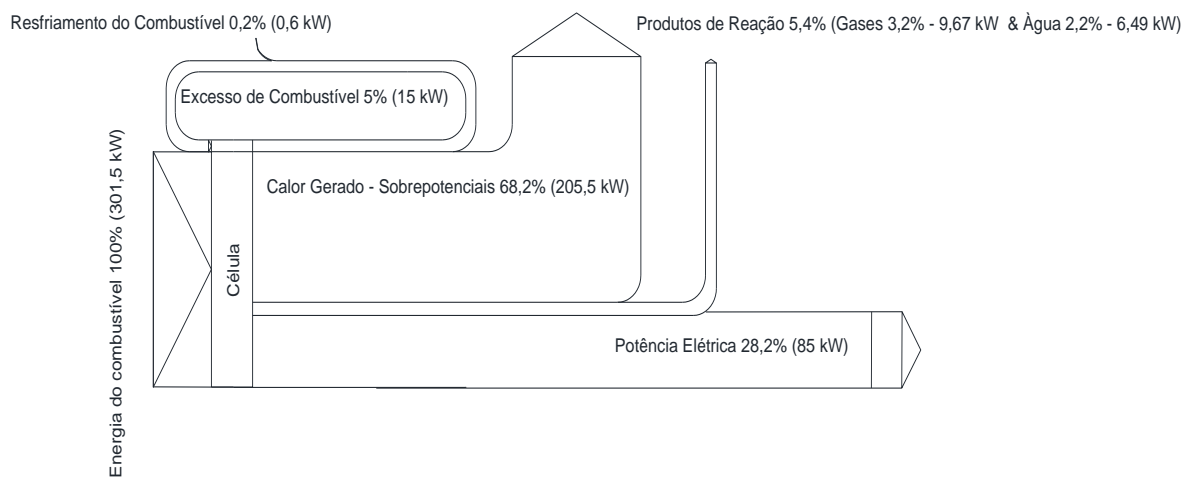
Neste caso, apenas $28,2 \%$ da energia fornecida pelo combustível seria aproveitada como energia elétrica. Os demais componentes, ou seja, o calor gerado pelos sobre-potenciais ($68,2\%$) e gases e água aquecidos ($5,4\%$) seriam dissipados para o ambiente.

Não foi contabilizada a parcela de excesso de combustível, pois é possível reaproveitá-lo através do uso de um separador de gás, conforme explicado na seção 3.3. O calor rejeitado no arrefecimento dos produtos de reação ($0,2\%$) pode ser desprezado e não possui forma viável de recuperação.

Quanto à qualidade da energia, no caso do calor gerado pelos sobre-potenciais, a exergia mostrou que apenas $12,1\%$ poderia ser aproveitada em forma de trabalho ao se utilizar uma máquina de Carnot (ciclo teórico) que operasse entre as temperaturas ambiente e de operação da célula. Os produtos de reação mostram-se inviáveis de gerar trabalho com as máquinas de recuperação de calor atuais, pois geram apenas $11,83 \text{ kW}$ de energia de trabalho máximo. Como resultado o arranjo opera com $55,9\%$ de irreversibilidades. A forma mais adequada de reduzir as irreversibilidades de uma célula-combustível é aumentar a tensão de operação (SONG, S. et al., 2005). Isto significa trabalhar em uma área com menor densidade de potência e baixa densidade de corrente. Logo, seria necessária uma quantidade maior de módulos a fim de atender a demanda da aeronave, o que aumentaria o peso do arranjo.

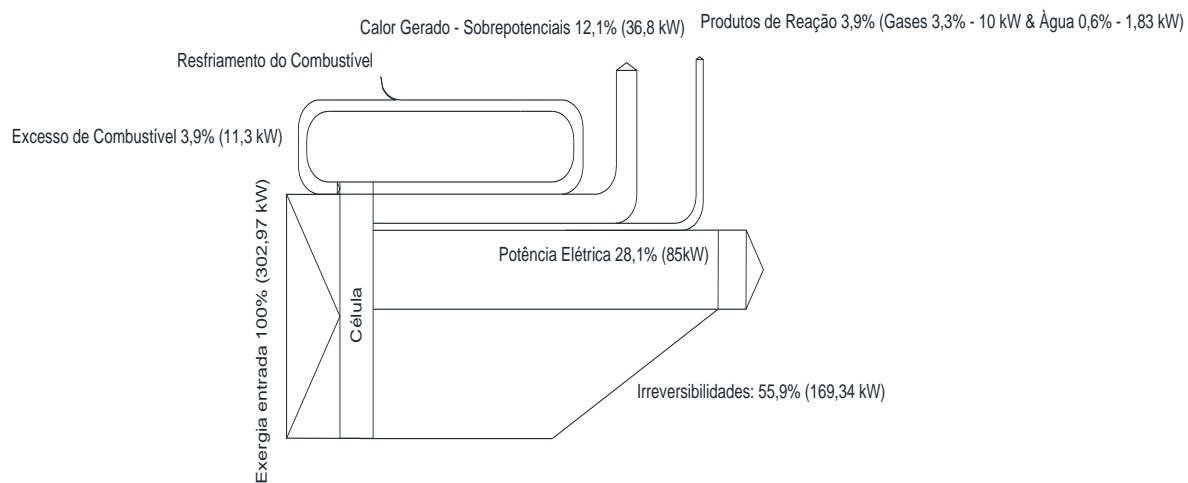
A eficiência racional obtida foi $46,2\%$, concordando com o apresentado nos diagramas, onde se verifica a elevada influência do calor gerado pelos sobre-potenciais no balanço de energia da célula.

Figura 31 – Diagrama de Sankey para o arranjo de células.



Fonte: Autoria própria

Figura 32 - Diagrama de Grassman para o arranjo.



Fonte: Autoria própria

A Tabela 7 lista as vazões mássicas e as propriedades de cada ponto do sistema ilustrado na Figura 29.

Tabela 7 – Correntes do sistema (h_i – entalpia; s_i – entropia; ex^{ph}_i – exergia física da corrente “i”; ex^{ch}_i – exergia química da substância “i”)

Ponto	P	T	Vazão CO ₂	Vazão água	Vazão N ₂	Vazão O ₂	Vazão etanol
	[kPa]	[K]	[kg/s]	[kg/s]	[kg/s]	[kg/s]	[kg/s]
0	101,3	298,2		0,01255			0,0107
1	101,3	363,2		0,0006275			0,0005349
2	101,3	298,2	0	0	0,1046	0,04765	
3	101,3	363,2	0,02913	0,02384	0,1046	0,01588	

Ponto	P	T	h_{CO_2}	h_{H_2O}	h_{N_2}	h_{O_2}	h_{etanol}
	[kPa]	[K]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]
0	101,3	298,2		104,8			108,8
1	101,3	363,2		377			1130
2	101,3	298,2	-8941		0	0	
3	101,3	363,2	-8884	377	67,51	60	

Ponto	P	T	s_{CO_2}	s_{H_2O}	s_{N_2}	s_{O_2}	s_{etanol}
	[kPa]	[K]	[kJ/kg K]	[kJ/kg K]	[kJ/kg K]	[kJ/kg K]	[kJ/kg K]
0	101,3	298,2		0,3669			0,5695
1	101,3	363,2		1,193			3,509
2	101,3	298,2	4,855		6,836	6,407	
3	101,3	363,2	5,027	1,193	7,041	6,589	

Ponto	P	T	$ex^{ph}_{CO_2}$	$ex^{ph}_{H_2O}$	$ex^{ph}_{N_2}$	$ex^{ph}_{O_2}$	ex^{ph}_{etanol}
	[kPa]	[K]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]
0	101,3	298,2		0			0
1	101,3	363,2		25,97			144,6
2	101,3	298,2	0		0	0	
3	101,3	363,2	5,488	25,97	6,459	5,741	

Ponto	P	T	$ex^{ch}_{CO_2}$	$ex^{ch}_{H_2O}$	$ex^{ch}_{N_2}$	$ex^{ch}_{O_2}$	ex^{ch}_{etanol}
	[kPa]	[K]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]	[kJ/kg]
0	101,3	298,2		50,73			29451
1	101,3	363,2		50,73			29451
2	101,3	298,2	458,1		22,85	122,6	
3	101,3	363,2	458,1	50,73	22,85	122,6	

Fonte: Autoria própria

O método da exergia, ao quantificar a qualidade das formas de energia, mostra claramente que o calor gerado pelos sobre-potenciais necessita de seu gerenciamento térmico, pois o máximo trabalho que se pode extrair é de aproximadamente 36 kW pela 2ª Lei da termodinâmica. Máquinas térmicas possuem seu rendimento energético real máximo em torno

de 30%. Logo, pela 1ª Lei da termodinâmica, um sistema eficiente poderia extrair um trabalho máximo de 61,5 kW desta fonte. A exergia mostrou que o uso de uma máquina térmica não seria interessante neste caso. Quanto aos produtos de exaustão, gases e água, devido à sua baixa exergia, 10 kW e 1,8 kW respectivamente, poderiam ser utilizados em sistemas de conforto interno como fornecimento de água aquecida em lavatórios. Adicionalmente, as irreversibilidades do arranjo de células se mostraram elevadas devido à baixa tensão de operação do sistema.

4.3 PROPOSTAS PARA DESTINAÇÃO DO CALOR GERADO

Santarelli et al. (2009) propuseram, como forma de reduzir a demanda elétrica do arranjo de células, recuperar o calor gerado para aquecimento de cabine através do uso de trocadores de calor. Isto otimiza o sistema ao reduzir o consumo de etanol e a quantidade de módulos necessários para suprir o sistema elétrico, sem prejudicar o funcionamento do arranjo de células.

Dentro de uma aeronave vários sistemas devem interagir para rejeitar o calor gerado na compressão de fluídos e em processos que não são totalmente eficientes (óleo de caixas de redução e aviônicos, por exemplo). Assim, utiliza-se com frequência o ar atmosférico num trocador primário e o combustível da aeronave num trocador secundário como fluídos de arrefecimento do óleo do motor.

Segundo Moir, Seabridge (2008) o uso de radiadores de calor com o ar externo para resfriamento dos sistemas das aeronaves pode se mostrar ineficiente, pois: i) aumentam o arrasto da aeronave; ii) em altas velocidades existe o aquecimento cinético, que eleva a temperatura do ar de corrente livre a valores impraticáveis para esta aplicação e; iii) em grandes altitudes, a baixa densidade diminui o fluxo mássico do ar, reduzindo assim a capacidade do trocador de calor. Tal comportamento depende dos fatores ambientais externos à aeronave. Porém, é possível que uma parcela da energia térmica gerada no arranjo de células-combustível seja dispersada na atmosfera, desde que o radiador esteja localizado distante dos bordos de ataque. As equações (60) e (61) podem ser úteis para prever condições de projeto e auxiliar no dimensionamento dos trocadores de calor.

$$T_{rec} = T_{amb} (1 + 0,18 Ma^2) \quad (60)$$

$$T_{ram} = T_{amb} (1 + 0,2 Ma^2) \quad (61)$$

Sendo:

T_{rec} – Temperatura de recuperação para locais distantes dos bordos de ataque em K.

T_{ram} – Temperatura de corrente livre do ar atmosférico, considerando o efeito do aquecimento cinético nos bordos de ataque em K.

Ma – Número de Mach.

T_{amb} – Temperatura ambiente em K.

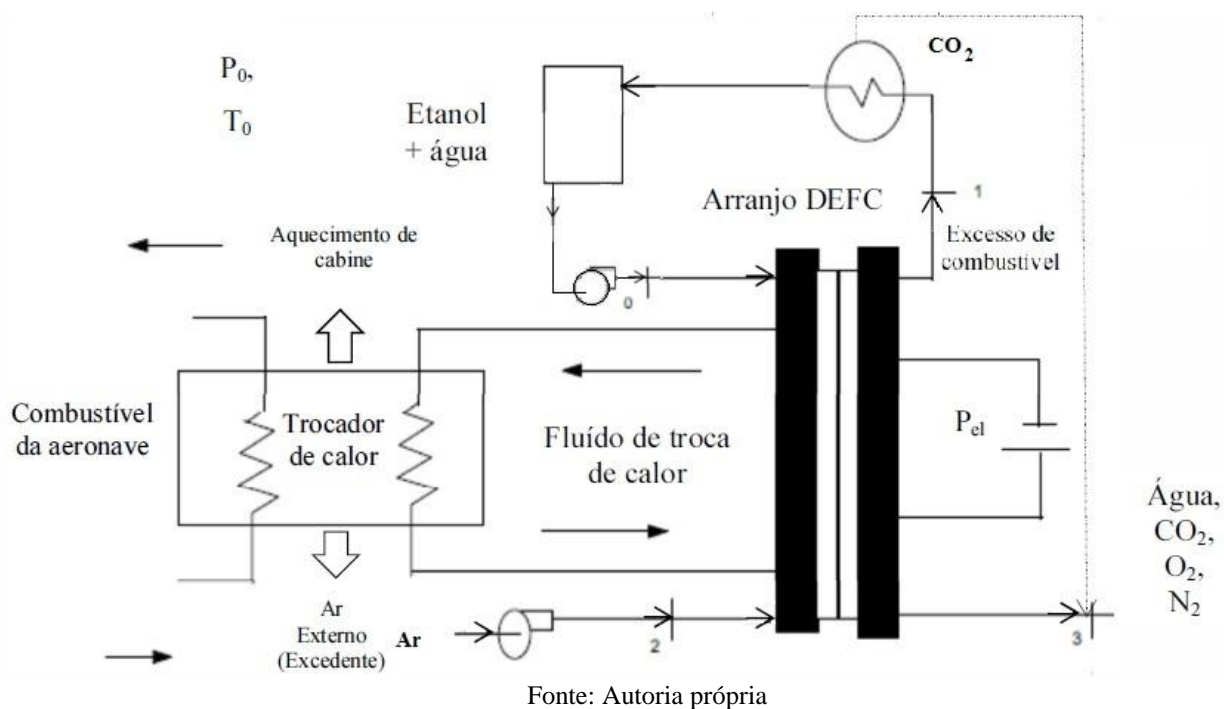
Ao se considerar a aeronave em estudo, quando em altitude de cruzeiro, ou 9150m, sua velocidade é Mach 0,509. Com isso, o ar externo fornecido aos trocadores de calor sofreria um acréscimo de 10,7 K na temperatura, cujo valor para as condições padrão é de $T_{amb} = 228,7$ K (-45 °C).

Uma das formas viáveis de se utilizar o calor gerado pelos sobre-potenciais em alternativa ao seu descarte no ar atmosférico seria o acoplamento de um sistema de troca de calor em que fluido térmico transfere o calor gerado pelos sobre-potenciais ao combustível da aeronave em grandes altitudes.

Como o consumo de combustível da aeronave é variável, o uso do combustível em sistemas de resfriamento pode ser limitado. Geralmente utiliza-se o combustível para resfriar o óleo do motor, dos sistemas hidráulicos e das reduções. Entretanto, em aeronaves essencialmente elétricas, muitos destes sistemas de redução não se fazem presentes, como visto na seção 2.5.

A Figura 33 ilustra o esquema de gerenciamento de calor do arranjo de células para aquecimento do combustível e sua otimização ao prover aquecimento de cabine.

Figura 33 – Diagrama do sistema de células com recuperação do calor dos sobre-potenciais.



Ao se considerar o arranjo gerando a máxima demanda de energia da aeronave (85 kW) em altitude cruzeiro (9150m) e aplicando a 1ª Lei da Termodinâmica, é possível modelar um trocador de calor utilizando as propriedades do n-dodecano em substituição à querosene JET A. Várias propriedades químicas e termodinâmicas destes compostos se assemelham. O fato de a querosene de aviação compor-se de centenas de hidrocarbonetos de origem diversificada faz com que seu o estudo utilize-se de tal artifício (XU et al., 2014).

Ao arrefecer 205,5 kW de calor dos sobre-potenciais, o trocador de calor poderia aquecer 0,688 kg/s de querosene da temperatura ambiente externa, 228,7 K (-45°C), a temperatura de operação da célula, 363 K (90°C), supondo o calor específico da querosene constante, $C_p = 2,12$ KJ/kg K.

Como a temperatura do ambiente externo muda de acordo com fatores aleatórios (clima e altitude), é necessária uma adaptação da 1ª Lei para se calcular a capacidade de aquecimento da querosene conforme a equação (62).

$$m_{querosene} \Delta T = \frac{Q_{querosene}}{C_p} \quad (62)$$

Sendo $m_{\text{querosene}}$ a vazão de querosene, ΔT a diferença de temperaturas da querosene entre a saída e a entrada do trocador de calor, $Q_{\text{querosene}}$ a taxa de calor gerado pelos sobre-potenciais e destinada ao trocador de calor.

Para o caso de o arranjo gerar 85 kW de energia elétrica e destinar todo o calor gerado pelos sobre-potenciais (205,5 kW) para o aquecimento da querosene, o trocador de calor teria a capacidade de elevar em 1 K (1 °C) 96,93 kg/s de querosene.

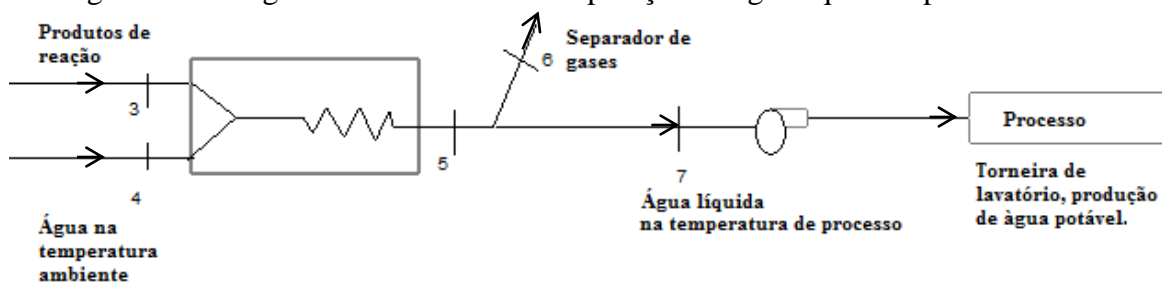
Entretanto, a operação deste trocador é transiente, pois os fatores ambientais externos são imprevisíveis, a aeronave não é reabastecida em voo e seu consumo de combustível e demanda de energia elétrica variam ao longo do tempo. Assim, um sistema de monitoramento da diferença máxima de temperatura da querosene deveria controlar constantemente esta vazão de forma a arrefecer o arranjo de células e o restante do calor gerado pelos sobre potenciais deveria ser dispersado no ar atmosférico externo.

Quanto aos produtos de exaustão, sua destinação torna-se importante no conforto interno ao fornecer água aquecida a lavatórios. Ademais, com algum tratamento, uma parcela da água produzida pelo arranjo de células poderia ser utilizada para consumo humano em bebidas aquecidas ou geladas. As empresas de transporte aéreo necessitam carregar uma grande quantidade de água potável a bordo de forma a garantir a qualidade da água fornecida. Geralmente se transporta a quantidade suficiente para um percurso completo de ida ao destino e volta ao aeroporto de origem, pois a qualidade da água fornecida em determinadas localidades pode ter baixo padrão de qualidade (KEIM et al., 2013). Para o perfil de voo da aeronave analisada, o tempo estimado da missão seria de aproximadamente 5 horas. Neste intervalo poderiam ser produzidos aproximadamente 313 kg de água para consumo a bordo, não considerando a recuperação de calor no aquecimento de cabine. Pratt et al. (2013) apresentam vários diagramas para a produção de água aquecida a bordo (a partir de um reservatório externo ao arranjo) e reutilização da água produzida pelo arranjo como arrefecedor das células. Entretanto, a referência trata apenas de células a hidrogênio e o percentual deste nos produtos de reação pode inviabilizar a utilização direta da água produzida a bordo.

No caso de células a etanol direto, a água produzida pelas células pode ser separada dos gases inertes. Deste modo, o uso de um misturador pode viabilizar a produção de água adequada a um determinado processo. A Figura 34 ilustra o processo de mistura, onde os produtos de reação da célula (3) fornecem energia a uma certa quantidade de água na temperatura ambiente (4). A mistura na temperatura de processo (5) é separada em gases (6) e água líquida (7). A água pode então ser bombeada para um reservatório isolado termicamente

ou diretamente utilizada em torneiras de lavatórios, na produção de água potável, bebidas quentes ou em uma serpentina para aquecimento de alimentos na *galley*⁵. O estudo detalhado deste sistema não é objeto do presente trabalho.

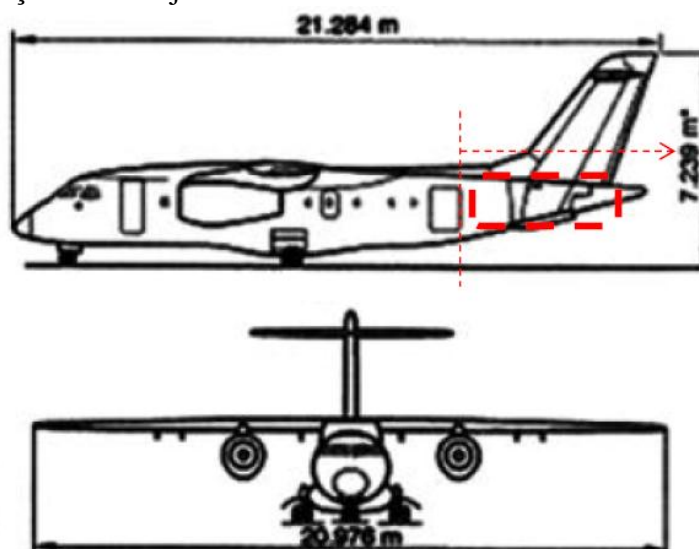
Figura 34 – Diagrama do sistema de recuperação da água aquecida por um misturador.



Fonte: Autoria própria

Quanto à localização do arranjo na aeronave, estudos conduzidos pela Boeing apontam que, embora o ideal fosse localizar o arranjo próximo ao *galley* da aeronave, a área de maior espaço disponível ainda se localiza no cone de cauda, onde atualmente se instalam os APUs (WHYATT; CHICK, 2012). A Figura 35 ilustra a aeronave do estudo e a região de localização do arranjo de células.

Figura 35 – Localização do arranjo de células na aeronave



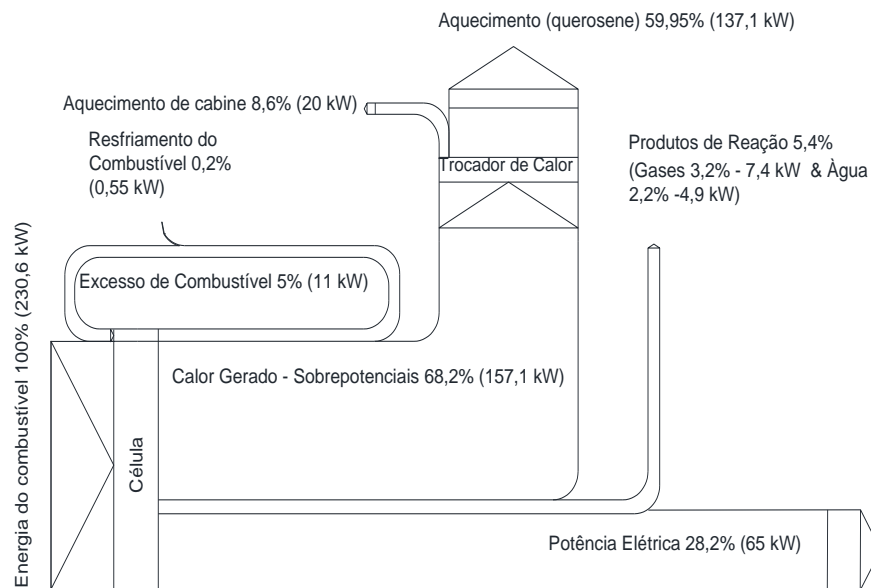
Fonte: (SANTARELLI et al., 2009)

⁵ *Galley* - Seção da cabine específica para preparo e estoque de alimentos, semelhante a uma cozinha, utilizada em embarcações e aeronaves (UNIVERSITY OF OXFORD, Oxford Advanced Learner's Dictionary, 6 Ed., China, 2000, 1600 p.).

4.4 OTIMIZAÇÃO DO SISTEMA POR RECUPERAÇÃO DE PARTE DO CALOR NO AQUECIMENTO DE CABINE

A otimização do sistema seria possível ao se recuperar parte do calor dos sobre-potenciais no aquecimento de cabine através de um sistema de troca de calor. O restante seria absorvido pelo combustível da aeronave (querosene). O diagrama da Figura 36 ilustra o diagrama de Sankey onde 20 KW da energia térmica gerada é destinada ao aquecimento de cabine. Assim, o valor de pico da demanda de energia elétrica gerada pelo arranjo é reduzida para 65 KW. Dessa forma, há disponibilidade de 137,1 KW de energia térmica para aquecimento da querosene da aeronave. Não se considera neste caso o sistema de reaproveitamento da água aquecida ou dos produtos de exaustão da célula.

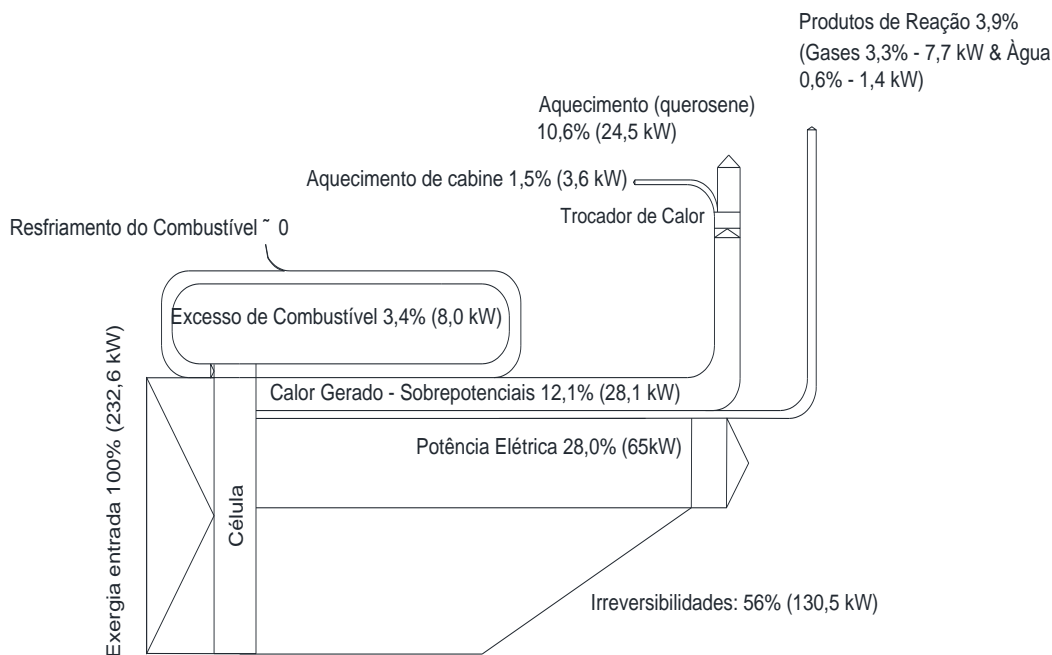
Figura 36 – Diagrama de Sankey para o sistema otimizado



Fonte: Autoria própria.

A Figura 37 ilustra o diagrama de Grassman para o sistema otimizado. Nesta configuração, pode-se aproveitar integralmente a exergia do calor dos sobre-potenciais no aquecimento de sistemas da aeronave (cabine e querosene). Já os produtos de exaustão da célula correspondem a 4% (10 kW) da exergia do etanol que poderiam ser reaproveitados em um sistema de conforto interno pela produção de água aquecida, exemplificado na Figura 34.

Figura 37 – Diagrama de Grassman para o sistema otimizado.



Fonte: Autoria própria.

A Tabela 8 descreve as vazões mássicas do sistema otimizado gerando 65KW de energia elétrica. As demais propriedades específicas (entalpia, entropia, exergia física e exergia química da substância) são idênticas às da Tabela 7, pois não há mudanças no ambiente.

Tabela 8 – Correntes mássicas do sistema operando em 65KW.

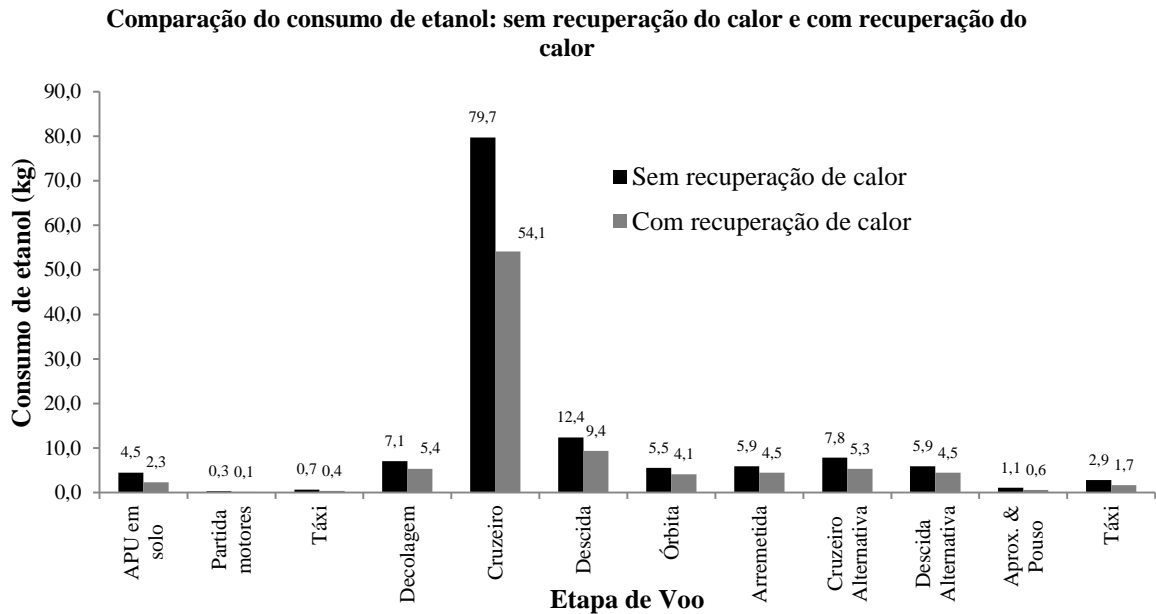
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]
0	101,3	298,2	0,008181	0,009597			
1	101,3	363,2	0,000409	0,0006275			
2	101,3	298,2		0	0,08	0,03644	0
3	101,3	363,2		0,01823	0,08	0,01215	0,02227

Fonte: AUTORIA PRÓPRIA.

A Figura 38 compara os consumos de etanol para o sistema otimizado e para o sistema sem recuperação de calor em função da fase do voo (desde a partida da aeronave em solo até o pouso e táxi no aeródromo de alternativa). Os dados foram gerados com base nos tempos e demandas de energia elétrica de cada etapa do voo detalhados na Tabela 4. Consta-se que o sistema otimizado, ao recuperar 20 KW da energia térmica no aquecimento de cabine, economiza 31% do consumo total do etanol ao demandar 92,4 kg para realizar o voo completo,

enquanto o sistema não otimizado demanda 133,7 kg. A demanda maior encontra-se na etapa de cruzeiro devido ao maior tempo de voo. O Apêndice A contém os valores detalhados de consumo, demanda de etanol e produção de água para cada etapa de voo.

Figura 38 – Consumo de etanol conforme a fase de voo.

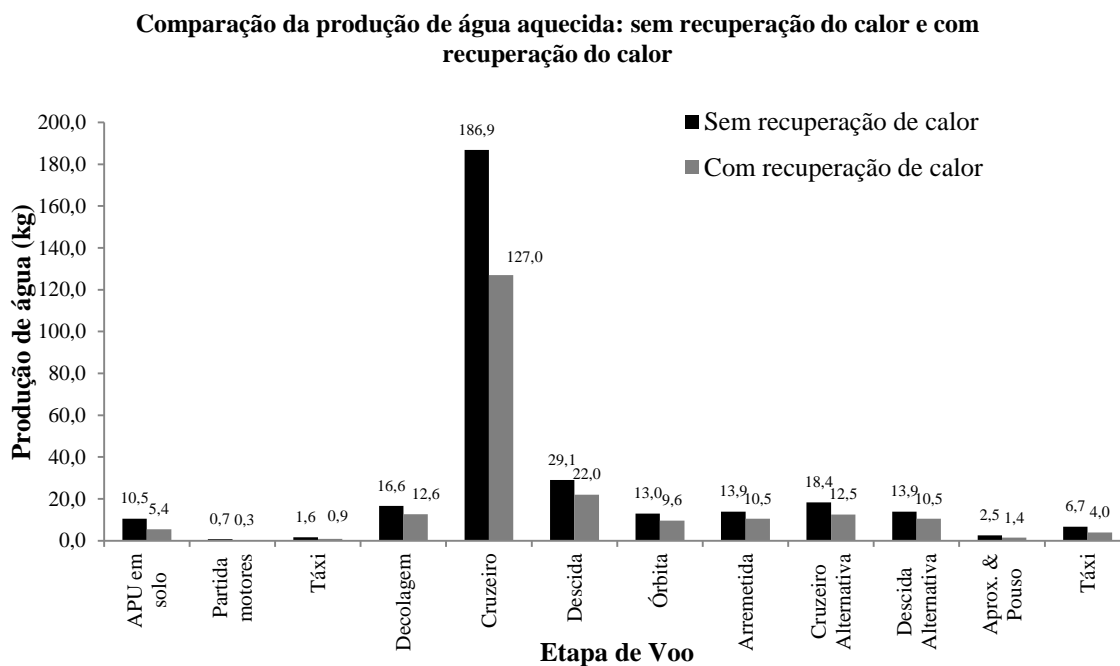


Fonte: Autoria própria.

A Figura 39 compara a produção de água aquecida para o sistema otimizado e para o sistema sem recuperação de calor em função da fase do voo (desde a partida da aeronave em solo até o pouso e táxi no aeródromo de alternativa). Os dados foram gerados com base nos tempos e demandas de energia elétrica de cada etapa do voo detalhados na Tabela 4. Constatase que o sistema otimizado, ao recuperar 20 KW da energia térmica no aquecimento de cabine, produz 31% menos água, ou seja 216,8 kg para realizar o voo completo, enquanto o sistema não otimizado produz 313,7 kg. A vazão de água em regime de cruzeiro é de 42,8 kg/h conforme ilustra o gráfico da Figura 40. Segundo Pratt et al. (2013), o consumo máximo de água em uma aeronave é de 51 kg/h. Entretanto, o autor não deixa claro se este consumo é específico para o Boeing 787 que possui capacidade de acomodação de passageiros muito maior que o Dornier 328. Para o caso de não haver recuperação de calor no aquecimento de cabine, a produção de água em cruzeiro ultrapassa a configuração otimizada em 33% ao fornecer 63 kg/h de água aquecida. Logo, haveria um excesso de água sendo gerado em regime de cruzeiro que necessitaria ser descartada na atmosfera. Mesmo considerando que os 42,8 kg/h de água da configuração otimizada não tenha capacidade de suprir a demanda de consumo em

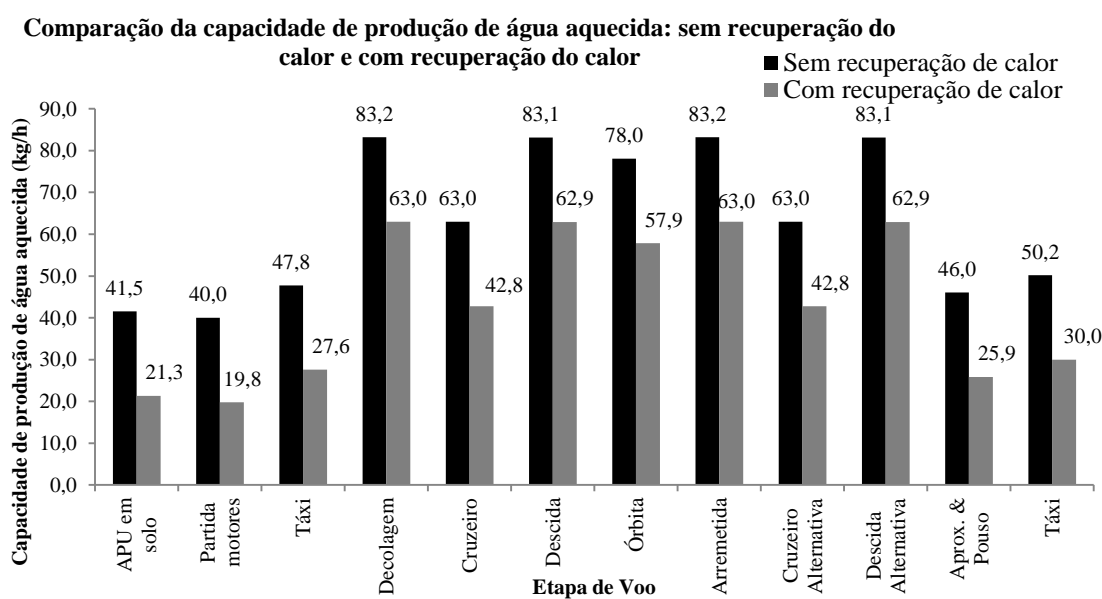
cruzeiro, a situação poderia ser contornada com o armazenamento da água produzida nas fases iniciais do voo, que pode chegar próximo dos 10 kg.

Figura 39 - Produção de água aquecida conforme a fase de voo.



Fonte: Autoria própria.

Figura 40 – Capacidade de produção de água aquecida conforme a fase de voo.

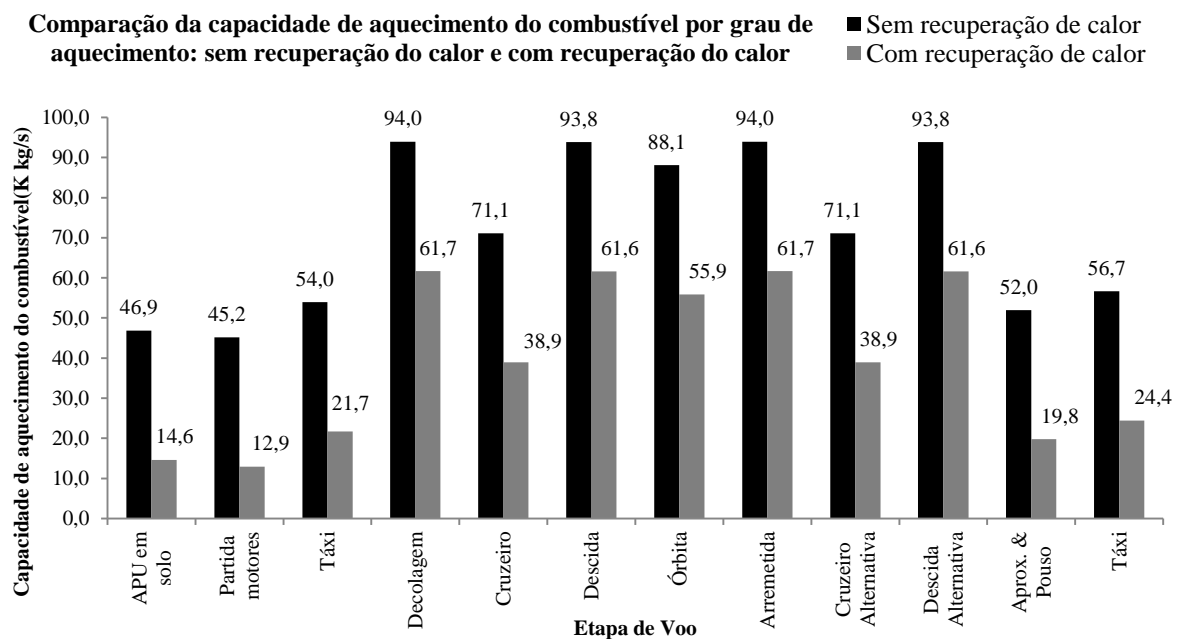


Fonte: Autoria própria.

O gráfico da Figura 41 compara a capacidade de aquecimento da querosene para o sistema otimizado, onde todo o calor dos sobre-potenciais não utilizado no aquecimento de cabine, ou seja, o que exceder 20 KW, é fornecido à querosene, e sem recuperação do calor. Não foi previsto, neste caso, o arrefecimento do arranjo por ar externo. Assim, o projetista, ao estimar a máxima variação de temperatura possível para o combustível, pode encontrar a máxima vazão de querosene que será aquecido. Tal parâmetro pode servir de critério para selecionar qual sistema utilizar (otimizado ou sem recuperação de calor) para situações específicas, como por exemplo, operações em regiões extremamente frias com risco de congelamento do combustível. O Apêndice B contém os resultados resumidos no gráfico.

Para o caso do presente trabalho, se constata que a maior capacidade de aquecimento se encontra nas fases de decolagem, arremetida (que basicamente se constituem de uma subida) e descida antes da aproximação e pouso. Entretanto é esperado que a maior diferença de temperatura esteja na etapa de cruzeiro devido às baixas temperaturas em altitude. Sem contar que na arremetida e descida antes da aproximação e pouso os tanques da aeronave provavelmente estão com menos da metade da capacidade total. O que reforça a necessidade de um estudo específico do sistema de controle da vazão da querosene.

Figura 41 – Capacidade de aquecimento da querosene conforme a fase de voo.



Fonte: Autoria própria.

4.5 VIABILIDADE TÉCNICA

A viabilidade técnica do sistema está condicionada a questões de peso e volume ocupado. Conforme os dados do projeto conceitual da Boeing, é possível estimar uma potência específica do arranjo em 941 W/kg (WHYATT; CHICK, 2012), embora a referência sugira que este valor seja dobrado para que o peso do arranjo se adeque ao maior consumo de combustível. O Departamento de Energia dos Estados Unidos (Department of Energy – DOE), através de um comitê, propõe metas de desempenho para células poliméricas de uso automobilístico. Atualmente é possível estimar que a potência específica dos protótipos de arranjos para uso automobilístico seja 659 W/kg (US DEPARTMENT OF ENERGY, 2013). Pelo fato de o peso dos componentes em aeronaves ser um requisito crítico, o valor de 941 W/kg produziria um arranjo mais leve e com massa de 90 kg vazio. É possível assumir que um APU convencional de 83 kW possua uma massa de 140 kg vazio. Para se obter o peso instalado de uma APU, é sugerido a aplicação de um fator de 2,2 em sua massa (RAYMER, 2006). Logo, a APU instalada teria massa aproximada de 280 kg. Para células combustível não é fornecido tal parâmetro de correção. Com os dados fornecidos no projeto conceitual da Boeing (WHYATT; CHICK, 2012) é possível estimar que haja um aumento de 24% no peso vazio do arranjo para acomodar os suportes de sustentação das células. Logo, a massa de instalação seria de no mínimo 111,7 kg. Os dados mostram que a massa do arranjo seria compatível ou até menor que a dos atuais APUs em serviço. Entretanto, estimativa é aplicável apenas ao estudo de caso do presente trabalho. A referência utiliza um sistema mais complexo (célula SOFC a 8 atm de pressão) o que acarreta mais peso ao arranjo (paredes espessas, sistema de reforma, e componentes de microgeração), porém os dados são conservadores e não prejudicam a presente estimativa.

Segundo Santarelli, Cabrera (2011), para o perfil de missão em estudo, um sistema SOFC embarcado na aeronave consumiria 53 kg de etanol. O sistema DEFC do presente trabalho consumiria 92,4 kg. Logo, o consumo de reagentes devido à baixa potência específica gerada ainda é um desafio em arranjos DEFC, que teriam de utilizar soluções de engenharia de forma a aumentar a eficiência e diminuir o peso do arranjo para compensar o elevado consumo de reagentes.

Outra alternativa seria dimensionar o arranjo de células para suprir apenas a demanda térmica de 20kW à cabine de passageiros. Os demais sistemas seriam mantidos por geradores elétricos extraindo potência de eixo dos motores. Nesta configuração, o arranjo consumiria 9 kg/h de etanol e produziria 20 kg/h de água aquecida. Ambos de forma contínua enquanto

geraria 48,3 kW de energia térmica que deveria obrigatoriamente ser descartada na atmosfera ou utilizada no aquecimento do combustível da aeronave. Embora o consumo total de etanol seja reduzido para 43 kg para executar a missão, a produção de água estaria bem abaixo da demanda de 51 kg/h acrescentando peso de carga paga à aeronave durante a decolagem.

Quanto à durabilidade, o valor de vida operacional de um arranjo para uso embarcado em aeronaves seria de aproximadamente 10000 horas (WHYATT; CHICK, 2012). Segundo o comitê do DOE, para uso automobilístico, existe uma meta de 5000 horas de serviço, porém os fabricantes não conseguiram ultrapassar 2500 horas nos ensaios (US DEPARTMENT OF ENERGY, 2013). Logo, existe uma barreira tecnológica quanto à durabilidade dos arranjos para seu uso aeronáutico, pois para as APUs tradicionais é possível assumir um intervalo entre grandes intervenções em torno de 8500 horas de serviço.

5 CONCLUSÃO

Foram avaliados diferentes usos para a energia térmica dos sobre-potenciais e dos produtos da reação de um arranjo de células-combustível poliméricas a etanol direto embarcado em uma aeronave de médio porte. Essa avaliação foi baseada em uma análise exérgica, que se mostrou uma ferramenta adequada para qualificar as correntes de energia do sistema estudado.

A partir do presente estudo, a metodologia desenvolvida pode ser adaptada a outras aeronaves e tipos de células-combustível. O projetista pode estabelecer critérios de decisão da melhor forma de gerenciar a energia térmica dos sobre-potenciais.

A partir da análise exérgica foi proposto que a energia térmica produzida pelos sobre-potenciais seja recuperada no aquecimento de combustível sendo possível ainda otimizar o sistema ao se utilizar uma parcela desta energia no aquecimento de cabine. Reduz-se assim o consumo de etanol e adequa-se a produção de água aquecida. Como alternativa, um arranjo dedicado a suprir apenas as demandas térmicas de aquecimento de cabine consumiria menos etanol e teria peso reduzido, porém haveria a necessidade de se carregar água para suprir as demandas a bordo durante o voo. Os modelos exérgicos mostraram que recuperar o calor dos sobre-potenciais em um sistema de cogeração por ciclo orgânico não seria atraente pela baixa eficiência que este teria. A análise exérgica mostrou também que a energia dos produtos de exaustão pode ser aproveitada para produção de água aquecida em lavatórios. Com o tratamento adequado, a água líquida pode ainda ser aproveitada para consumo humano, reduzindo-se assim o peso de carga paga na decolagem.

Embora células-combustível a etanol direto estejam em desenvolvimento, melhorias no desempenho dos eletrodos juntamente com materiais leves em determinados componentes viabilizaria sua instalação em aeronaves. Compensar-se-ia assim a maior massa de etanol consumida tornando este tipo de arranjo de células igualmente competitivo com os demais tipos de células-combustível.

Apresenta-se como propostas para trabalhos futuros:

- Acrescentar um estudo sobre o congelamento do etanol;
- Realizar uma análise do sistema de troca de calor de forma a prever o seu comportamento ao se utilizar como fluido de arrefecimento o combustível da aeronave combinado com o etanol do arranjo de células; e
- Realizar uma análise do sistema de arrefecimento para as diversas etapas de voo.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALEMANHA. European Aviation Agency. Type Certificate Data Sheet EASA A.A.096 - Dornier 328 Series. , 2011. Colônia.

ALEMANHA. European Aviation Agency. Type Certificate Data Sheet EASA IM.E.051 - PW 306 Series Engines. , 2014. Colônia.

ANDREADIS, G. M.; PODIAS, A. K. M.; TSIKARAS, P. E. The effect of the parasitic current on the Direct Ethanol PEM Fuel Cell Operation. **Journal of Power Sources**, v. 181, n. 2, p. 214–227, 2008. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0378775308001857>>. Acesso em: 10/3/2015.

ANDREADIS, G.; SONG, S.; TSIKARAS, P. Direct ethanol fuel cell anode simulation model. **Journal of Power Sources**, v. 157, n. 2, p. 657–665, 2006.

BADWAL, S. P. S.; GIDDEY, S.; KULKARNI, A.; GOEL, J.; BASU, S. Direct ethanol fuel cells for transport and stationary applications – A comprehensive review. , v. 145, p. 80–103, 2015.

BARATTO, F.; DIWEKAR, U. M. Life cycle assessment of fuel cell-based APUs. **Journal of Power Sources**, v. 139, n. 1-2, p. 188–196, 2005.

BRADLEY, T. H.; MOFFITT, B. A.; FULLER, T. F.; MAVRIS, D. N.; PAREKH, D. E. Comparison of Design Methods for Fuel-Cell-Powered Unmanned Aerial Vehicles. **Journal of Aircraft**, v. 46, n. 6, p. 1945–1956, 2009. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.41658>>. Acesso em: 20/6/2014.

CHINDA, P. The Performance Improvement of a Thick Electrode Solid Oxide Fuel Cell. **Energy Procedia**, v. 34, p. 243–261, 2013. Elsevier B.V. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S187661021300996X>>. Acesso em: 20/6/2014.

FOLKESSON, A.; ANDERSSON, C.; ALVFORS, P.; ALAKÜLA, M.; OVERGAARD, L. Real life testing of a Hybrid PEM Fuel Cell Bus. **Journal of Power Sources**, v. 118, n. 1-2, p. 349–357, 2003.

HAFSIA, A.; BARIZA, Z.; DJAMEL, H.; et al. SOFC fuel cell heat production: Analysis. **Energy Procedia**, v. 6, p. 643–650, 2011. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1876610211014858>>. Acesso em: 20/6/2014.

HEYSIATTALAB, S.; SHAKERI, M. 2D Analytical Model for Direct Ethanol Fuel Cell Performance Prediction. **Smart Grid and Renewable Energy**, v. 02, n. 04, p. 427–433, 2011.

KAMARUDIN, M. Z. F.; KAMARUDIN, S. K.; MASDAR, M. S.; DAUD, W. R. W. Review: Direct ethanol fuel cells. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 38, n. 22, p. 9438–9453, 2012. Elsevier Ltd. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2012.07.059>>. .

KEIM, M.; KALLO, J.; FRIEDRICH, K. A.; et al. Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation. **Aerospace Science and Technology**, v. 29, n. 1, p. 330–338, 2013. Elsevier Masson SAS. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.004>>. .

KLEIN, S. A. Equation Engineering Solver - EES. , 2013. F-Chart Software.

KOTAS, T. J. **The Exergy Method of Thermal Plant Analysis**. reimpresso ed. Malabar, FL: Krieger Publishing Company, 1995, 328p.

LAPEÑA-REY, N.; MOSQUERA, J.; BATALLER, E.; ORTÍ, F. First Fuel-Cell Manned Aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 47, n. 6, p. 1825–1835, 2010. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.42234>>. Acesso em: 20/6/2014.

LARMINE, J.; ANDREW, D. **Fuel Cell Systems Explained**. 1st ed. John Wiley & Sons, Ltd, 2000, 308p.

LEAL, E. M.; SILVEIRA, J. L. Study of fuel cell co-generation systems applied to a dairy industry. **Journal of Power Sources**, v. 106, n. 1-2, p. 102–108, 2002.

LEE, Y. D.; AHN, K. Y.; MOROSUK, T.; TSATSARONIS, G. Exergetic and exergoeconomic evaluation of a solid-oxide fuel-cell-based combined heat and power generation system. **Energy Conversion and Management**, v. 85, p. 154–164, 2014. Elsevier Ltd. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.enconman.2014.05.066>>. .

LEO, T. J.; RASO, M. A.; NAVARRO, E.; SÁNCHEZ-DE-LA-BLANCA, E. Comparative exergy analysis of direct alcohol fuel cells using fuel mixtures. **Journal of Power Sources**, v. 196, n. 3, p. 1178–1183, 2011. Elsevier B.V. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.jpowsour.2010.08.096>>. .

MATELLI, J. A.; BAZZO, E. A methodology for thermodynamic simulation of high temperature, internal reforming fuel cell systems. **Journal of Power Sources**, v. 142, n. 1-2, p. 160–168, 2005.

MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics**. 2nd ed. New York: John Wiley and Sons, Inc., 1995, 652p.

MOIR, I.; SEABRIDGE, A. **Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration**. 3rd ed. John Wiley & Sons, Ltd., 2008, 504p.

OSAT, A.; NEJAD, E.; SEDIGHI, K.; FARHADI, M.; ASGHARI, F. Exergy Analysis of Direct Methanol Fuel Cell Based on the Experimental Setup 1. , v. 31, n. 10, p. 1847–1856, 2014.

PRAMANIK, H.; BASU, S. Modeling and experimental validation of overpotentials of a direct ethanol fuel cell. **Chemical Engineering and Processing: Process Intensification**, v. 49, n. 7, p. 635–642, 2010. Elsevier B.V. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.cep.2009.10.015>>. .

PRATT, J. W.; KLEBANOFF, L. E.; MUNOZ-RAMOS, K.; et al. Proton exchange membrane fuel cells for electrical power generation on-board commercial airplanes. **Applied Energy**, v. 101, p. 776–796, 2013. Elsevier Ltd. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.apenergy.2012.08.003>>. .

QIU, G.; LIU, H.; RIFFAT, S. Expanders for micro-CHP systems with organic Rankine cycle. **Applied Thermal Engineering**, v. 31, n. 16, p. 3301–3307, 2011. Elsevier Ltd. Disponível em:

<<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1359431111003188>>. .

RAMÍREZ TRIANA, C. A. Energetics of Brazilian ethanol: Comparison between assessment approaches. **Energy Policy**, v. 39, n. 8, p. 4605–4613, 2011.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 4 Ed. ed. Playa del Rey, CA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics - AIAA, 2006.

ROBBINS, T.; GARIMELLA, S. Low-Grade Waste Heat Recovery for Power Production using an Absorption-Rankine Cycle. Refrigeration And Air Conditioning. **Anais...** . p.1–8, 2010.

ROMEO, G.; BORELLO, F.; CORREA, G. Setup and Test Flights of All-Electric Two-Seater Aeroplane Powered by Fuel Cells. **Journal of Aircraft**, v. 48, n. 4, p. 1331–1341, 2011. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.C031271>>. Acesso em: 20/6/2014.

SANTARELLI, M.; CABRERA, M. Hybrid Solid Oxide Fuel Cell and Micro Gas Turbine for Regional Jets. **Journal of Aircraft**, v. 48, n. 4, p. 1216–1224, 2011. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.C031228>>. Acesso em: 2/6/2014.

SANTARELLI, M.; CABRERA, M.; CALÌ, M. Analysis of Solid Oxide Fuel Cell Systems for More-Electric Aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 46, n. 1, p. 269–283, 2009. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.38408>>. Acesso em: 20/6/2014.

SAXE, M.; FOLKESSON, A.; ALVFORS, P. Energy system analysis of the fuel cell buses operated in the project: Clean Urban Transport for Europe. **Energy**, v. 33, n. 5, p. 689–711, 2008.

SONG, S.; DOUVARTZIDES, S.; TSIKARAS, P. Exergy analysis of an ethanol fuelled proton exchange membrane (PEM) fuel cell system for automobile applications. **Journal of Power Sources**, v. 145, n. 2, p. 502–514, 2005.

SONG, S. Q.; ZHOU, W. J.; ZHOU, Z. H.; et al. Direct ethanol PEM fuel cells: The case of platinum based anodes. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 30, n. 9, p. 995–1001, 2005.

SURESH, N. S.; JAYANTI, S. Cross-over and performance modeling of liquid-feed Polymer Electrolyte Membrane Direct Ethanol Fuel Cells. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 36, n. 22, p. 14648–14658, 2011. Elsevier Ltd. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0360319911017654>>. .

TUNA, C. E. **Um método de Análise Exergoeconômica para Otimização de Sistemas Energéticos**, 1999. Tese de Doutorado (Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista “Julio de Mesquita Filho.”

US DEPARTMENT OF ENERGY. Fuel Cell Technical Team Roadmap, June 2013. **[Http://Www1.Eere.Energy.Gov/Vehiclesandfuels/Pdfs/Program/Fctt_Roadmap_June2013.Pdf](http://www1.eere.energy.gov/vehiclesandfuels/pdfs/program/fctt_roadmap_june2013.pdf)**, n. June, 2013. Disponível em: <http://www1.eere.energy.gov/vehiclesandfuels/pdfs/program/fctt_roadmap_june2013.pdf>. .

WELAYA, Y. M. A.; GOHARY, M. M. EL; AMMAR, N. R. Steam and partial oxidation

reforming options for hydrogen production from fossil fuels for PEM fuel cells. **Alexandria Engineering Journal**, v. 51, n. 2, p. 69–75, 2012. Faculty of Engineering, Alexandria University. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1110016812000300>>. Acesso em: 20/6/2014.

WHYATT, G.; CHICK, L. **Electrical Generation for More-Electric Aircraft using Solid Oxide Fuel Cells**. 2012.

WYLEN, G. VAN; SONNTAG, R.; BORGNAKKE, C. **Fundamentos da Termodinâmica**. 5th ed. Edgard Blücher Ltda, 1998, 537p.

XU, X.; ZHANG, S.; LI, P. Autothermal reforming of n-dodecane and desulfurized Jet-A fuel for producing hydrogen-rich syngas. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 39, n. 34, p. 19593–19602, 2014. Elsevier Ltd. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0360319914026834>>. Acesso em: 13/1/2015.

ZHANG, Y.; OUYANG, M.; LU, Q.; LUO, J.; LI, X. A model predicting performance of proton exchange membrane fuel cell stack thermal systems. **Applied Thermal Engineering**, v. 24, n. 4, p. 501–513, 2004. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1359431103003284>>. Acesso em: 16/6/2014.

ZOLIDIS, M. J. Emergency Airplane RATs. , p. 1–35, 2006. Disponível em: <[http://iee.e-rackoneup.net/rrvs/06/Emergency RATs Presentation.pdf](http://iee.e-rackoneup.net/rrvs/06/Emergency%20RATs%20Presentation.pdf)>. .

7 APÊNDICE A – VAZÕES MÁSSICAS DO SISTEMA

Tabela A1 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica sem recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Sem recuperação de calor								Demanda [kW]	Regime
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005173	0,00607				41,1	APU em solo
1	101,3	363,2	0,0002586	0,0003					
2	101,3	298,2		0	0,05058	0,02304	0		
3	101,3	363,2		0,01153	0,05058	0,00768	0,01408		
0	101,3	298,2	0,004984	0,00585				39,6	Partida motores
1	101,3	363,2	0,0002492	0,00029					
2	101,3	298,2		0	0,04874	0,0222	0		
3	101,3	363,2		0,01111	0,04874	0,007399	0,01357		
0	101,3	298,2	0,005953	0,00698				47,3	Táxi
1	101,3	363,2	0,0002976	0,00035					
2	101,3	298,2		0	0,05821	0,02651	0		
3	101,3	363,2		0,01327	0,05821	0,008838	0,01621		
0	101,3	298,2	0,01037	0,01217				82,4	Decolagem
1	101,3	363,2	0,0005185	0,00061					
2	101,3	298,2		0	0,1014	0,04619	0		
3	101,3	363,2		0,02312	0,1014	0,0154	0,02823		
0	101,3	298,2	0,007853	0,00921				62,4	Cruzeiro
1	101,3	363,2	0,0003927	0,00046					
2	101,3	298,2		0	0,0768	0,03498	0		
3	101,3	363,2		0,0175	0,0768	0,01166	0,02138		

Tabela A1 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica sem recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,01036	0,01215				82,3	Descida
1	101,3	363,2	0,0005179	0,00061					
2	101,3	298,2		0	0,1013	0,04613	0		
3	101,3	363,2		0,02309	0,1013	0,01538	0,0282		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,009729	0,01141				77,3	Órbita
1	101,3	363,2	0,0004864	0,00057					
2	101,3	298,2		0	0,09514	0,04333	0		
3	101,3	363,2		0,02168	0,09514	0,01444	0,02649		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,01037	0,01217				82,4	Arremetida
1	101,3	363,2	0,0005185	0,00061					
2	101,3	298,2		0	0,1014	0,04619	0		
3	101,3	363,2		0,02312	0,1014	0,0154	0,02823		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,007853	0,00921				62,4	Cruzeiro Alternativa
1	101,3	363,2	0,0003927	0,00046					
2	101,3	298,2		0	0,0768	0,03498	0		
3	101,3	363,2		0,0175	0,0768	0,01166	0,02138		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,01036	0,01215				82,3	Descida Alternativa
1	101,3	363,2	0,0005179	0,00061					
2	101,3	298,2		0	0,1013	0,04613	0		
3	101,3	363,2		0,02309	0,1013	0,01538	0,0282		

Tabela A1 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica sem recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005739	0,00673				45,6	Aprox. & Pouso
1	101,3	363,2	0,0002869	0,00034					
2	101,3	298,2		0	0,05612	0,02556	0		
3	101,3	363,2		0,01279	0,05612	0,008521	0,01562		

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,006255	0,00734				49,7	Táxi
1	101,3	363,2	0,0003127	0,00037					
2	101,3	298,2		0	0,06117	0,02786	0		
3	101,3	363,2		0,01394	0,06117	0,009287	0,01703		

Tabela A2 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica com recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Com recuperação de calor								Demanda [kW]	Regime
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,002656	0,003115				21,1 KW	APU em solo
1	101,3	363,2	0,0001328	0,0001558					
2	101,3	298,2		0	0,02597	0,01183	0		
3	101,3	363,2		0,005919	0,02597	0,003943	0,00723		

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,002467	0,002894				19,6 KW	Partida motores
1	101,3	363,2	0,0001233	0,0001447					
2	101,3	298,2		0	0,02412	0,01099	0		
3	101,3	363,2		0,005498	0,02412	0,003662	0,006716		

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,003436	0,004031				27,3 KW	Táxi
1	101,3	363,2	0,0001718	0,0002015					
2	101,3	298,2		0	0,0336	0,0153	0		
3	101,3	363,2		0,007658	0,0336	0,005101	0,009354		

Tabela A2 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica com recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005953	0,009213				62,4 KW	Decolagem
1	101,3	363,2	0,0002976	0,0004607					
2	101,3	298,2		0	0,0768	0,03498	0		
3	101,3	363,2		0,0175	0,0768	0,01166	0,02138		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005336	0,00626				42,4 KW	Cruzeiro
1	101,3	363,2	0,0002668	0,000313					
2	101,3	298,2		0	0,05218	0,02377	0		
3	101,3	363,2		0,01189	0,05218	0,007923	0,01453		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,007841	0,009198				62,3 KW	Descida
1	101,3	363,2	0,000392	0,0004599					
2	101,3	298,2		0	0,07667	0,03492	0		
3	101,3	363,2		0,01748	0,07667	0,01164	0,02135		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,007211	0,00846				57,3 KW	Órbita
1	101,3	363,2	0,0003606	0,000423					
2	101,3	298,2		0	0,07052	0,03212	0		
3	101,3	363,2		0,01607	0,07052	0,01071	0,01963		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005953	0,009213				62,4 KW	Arremetida
1	101,3	363,2	0,0002976	0,0004607					
2	101,3	298,2		0	0,0768	0,03498	0		
3	101,3	363,2		0,0175	0,0768	0,01166	0,02138		

Tabela A2 – Vazões mássicas do sistema em função da demanda elétrica com recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,005336	0,00626				42,4 KW	Cruzeiro Alternativa
1	101,3	363,2	0,0002668	0,000313					
2	101,3	298,2		0	0,05218	0,02377	0		
3	101,3	363,2		0,01189	0,05218	0,007923	0,01453		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,007841	0,009198				62,3 KW	Descida Alternativa
1	101,3	363,2	0,000392	0,0004599					
2	101,3	298,2		0	0,07667	0,03492	0		
3	101,3	363,2		0,01748	0,07667	0,01164	0,02135		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,003222	0,00378				25,6 KW	Aprox. & Pouso
1	101,3	363,2	0,0001611	0,000189					
2	101,3	298,2		0	0,03151	0,01435	0		
3	101,3	363,2		0,007181	0,03151	0,004783	0,008772		
Ponto	P[i] [kPa]	T[i] [K]	Vazão etanol [kg/s]	Vazão água [kg/s]	Vazão N ₂ [kg/s]	Vazão O ₂ [kg/s]	Vazão CO ₂ [kg/s]		
0	101,3	298,2	0,003738	0,004385				29,7 KW	Táxi
1	101,3	363,2	0,0001869	0,0002193					
2	101,3	298,2		0	0,03655	0,01665	0		
3	101,3	363,2		0,008332	0,03655	0,00555	0,01018		

8 APÊNDICE B – CAPACIDADE DE AQUECIMENTO DO COMBUSTÍVEL

Tabela B1 – Demanda elétrica e térmica com a respectiva capacidade de aquecimento de combustível da aeronave em função da etapa de voo sem considerar a recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Sem recuperação de calor no aquecimento de cabine					
Demanda elétrica (P)	Aquecimento Cabine	Calor Sobre-Potenciais (Q _η)	Calor Fornecido à Querosene (Q _{querosene})	Capacidade Aquecimento de Querosene	Regime de Operação
[kW]	[kW]	[kW]	[kW]	[K kg/s]	
41,1	20,0	99,34	99,34	46,9	APU em solo
39,6	20,0	95,76	95,76	45,2	Partida motores
47,3	20,0	114,4	114,4	54,0	Táxi
82,4	20,0	199,2	199,2	94,0	Decolagem
62,4	20,0	150,8	150,8	71,1	Cruzeiro
82,3	20,0	198,9	198,9	93,8	Descida
77,3	20,0	186,8	186,8	88,1	Órbita
82,4	20,0	199,2	199,2	94,0	Arremetida
62,4	20,0	150,8	150,8	71,1	Cruzeiro Alternativa
82,3	20,0	198,9	198,9	93,8	Descida Alternativa
45,6	20,0	110,2	110,2	52,0	Aprox. & Pouso
49,7	20,0	120,1	120,1	56,7	Táxi

Tabela B1 – Demanda elétrica e térmica com a respectiva capacidade de aquecimento de combustível da aeronave em função da etapa de voo considerando a recuperação de calor no aquecimento de cabine.

Com recuperação de calor no aquecimento de cabine					
Demanda elétrica (P)	Aquecimento Cabine	Calor Sobre-Potenciais (Q _η)	Calor Fornecido à Querosene (Q _{querosene})	Capacidade Aquecimento de Querosene	Regime de Operação
[kW]	[kW]	[kW]	[kW]	[K kg/s]	
21,1	20,0	51,01	31,0	14,6	APU em solo
19,6	20,0	47,36	27,4	12,9	Partida motores
27,3	20,0	65,97	46,0	21,7	Táxi
62,4	20,0	150,8	130,8	61,7	Decolagem
42,4	20,0	102,5	82,5	38,9	Cruzeiro
62,3	20,0	150,6	130,6	61,6	Descida
57,3	20,0	138,5	118,5	55,9	Órbita
62,4	20,0	150,8	130,8	61,7	Arremetida
42,4	20,0	102,5	82,5	38,9	Cruzeiro Alternativa
62,3	20,0	150,6	130,6	61,6	Descida Alternativa
25,6	20,0	61,89	41,9	19,8	Aprox. & Pouso
29,7	20,0	71,8	51,8	24,4	Táxi