

State of the art of the use of fuel cells for hybrid electric propulsion in aircraft

Estado da arte do uso de células a combustível para a propulsão híbrida elétrica em aeronaves

Article Info:

Article history: Received 2022-08-03 / Accepted 2022-09-29 / Available online 2022-09-29

doi: 10.18540/jcecvl8iss7pp14682-01e

Mirele Maria da Silva Ribeiro

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-8677-598X>

Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia, Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Juiz de Fora, Brasil

E-mail: mirele.ribeiro@engenharia.ufjf.br

Manuel Arturo Rendón Maldonado

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-3913-4909>

Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia, Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Juiz de Fora, Brasil

E-mail: manuel.rendon@ufjf.br

Yipsy Roque Benito

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1524-6172>

Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia, Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Juiz de Fora, Brasil

E-mail: yipsy.benito@ufjf.br

Raphael Fortes Marcomini

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-2608-8082>

Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia, Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Juiz de Fora, Brasil

E-mail: raphael.marcomini@ufjf.br

Resumo

No presente trabalho, são abordados conceitos sobre o uso de células a combustível em propulsão híbrida de aeronaves, com o objetivo de revisar conceitos como o funcionamento da célula a combustível e os principais tipos utilizados, conceitos sobre a propulsão híbrida, seus benefícios e desafios. Além disso, foram estudados quatro modelos de sistemas de propulsão híbrido. Os sistemas propostos foram: o Sistema de propulsão híbrido integrado com um algoritmo de distribuição de energia, o Sistema de propulsão e potência (HPP) ou motor híbrido a jato integrado com a SOFC, o Sistema de propulsão híbrido Turbofan-SOFC, e o Sistema de propulsão híbrido Turbofan-MCFC. Para cada um dos sistemas, foram observados indicadores como potência, consumo, empuxo, eficiências, gerenciamento de energia entre outros. Finalmente foram observadas algumas dificuldades para implementação do uso de células a combustível em aeronaves. Os resultados mais promissores em termos de eficiência foram apresentados pelo sistema Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC, em que o sistema Turbofan-SOFC obteve uma eficiência térmica 52,8% e uma eficiência exergética de 66,2%, e o sistema Turbofan-MCFC obteve maiores eficiência de 71% para eficiência térmica e 87,6% para eficiência exergética. Além da alta eficiência, esses sistemas permitem o uso de hidrocarbonetos como combustíveis, viabilizando a transição para o hidrogênio até que uma rede de distribuição esteja consolidada.

Palavras chave: Células a combustível. Sistema de propulsão híbrido. Aeronave não tripuladas (VANTs).

Abstract

In the present work, concepts about the use of fuel cells in hybrid propulsion of electric aircraft will be discussed, with the objective of reviewing concepts such as the operation of the fuel cell and the main types used, concepts about hybrid propulsion, its benefits and challenges. In addition, four models of hybrid propulsion systems were studied. The proposed systems were: the Hybrid propulsion system integrated with a power distribution algorithm, the Power and propulsion system (HPP) or hybrid jet engine integrated with SOFC, the Turbofan-SOFC hybrid propulsion system, and the Turbofan-MCFC hybrid propulsion system. For each of the systems, indicators such as power, consumption, thrust, efficiencies, energy management, among others, were observed. Finally, some difficulties were observed for the implementation of the use of fuel cells in aircraft. The most promising results in terms of efficiency were presented by the Turbofan-SOFC and Turbofan-MCFC systems, in which the Turbofan-SOFC system obtained a thermal efficiency of 52.8% and an exergetic efficiency of 66.2%, and the Turbofan-MCFC system obtained higher efficiency of 71 % for thermal efficiency and 87.6% for exergetic efficiency. Besides high efficiency, it is possible to use hydrocarbons as fuel, enabling the transition to hydrogen until a distribution network is consolidated.

Keywords: Fuel cells. Hybrid propulsion system. Unmanned Aerial Vehicle.

1. Introdução

As aeronaves têm sido cada vez mais utilizadas como meio transporte, e o número de passageiros e de carga aumentou consideravelmente nos últimos anos, principalmente devido à globalização, como se pode observar com dados obtidos pelas estatísticas do Eurostat (Gabinete de Estatística da União Europeia) e informações de voos reais do EUROCONTROL (Organização civil-militar pan-europeia dedicada a apoiar a aviação europeia): o tráfego aéreo aumentou 5% globalmente em relação aos níveis de 2011. As operações das companhias aéreas produziram 915 milhões de CO₂ em 2019 em todo mundo (ATAG, 2020). Assim como o rápido crescimento aéreo, os impactos ambientais também aumentaram, sendo a aviação responsável por 2,5% das emissões de CO₂ em 2016, que pode chegar a 4,5% em 2036 (Kousoulidou e Lonza, 2016). De acordo com o Air Transport Action Group (ATAG) a indústria da aviação pretende zerar as emissões de CO₂ até 2050 (ATAG, 2020). Diante desse cenário, é fundamental desenvolver tecnologias que reduzam as emissões de CO₂. O uso de células a combustível de hidrogênio pode ser uma alternativa para atingir essas metas.

Para a revisão bibliográfica de literatura deste estudo, considerou-se como critério para a construção dos dados a análise apenas de artigos disponíveis nos portais *Science Direct* e *Google Acadêmico*, que abordassem os desafios da propulsão híbrida de células a combustíveis para aviões elétricos de 2016-2022. O que motivou a utilização do período foi o Acordo de Paris que aconteceu em dezembro de 2015, que possui como missão a redução de emissão de gases de efeito estufa (GEE) na natureza a partir de 2020. Com isso, surgiu uma maior demanda e avanços nas pesquisas dessa área.

O estudo é separado em (3 partes) dez tópicos: na primeira parte são abordados os conceitos sobre células a combustível, o que são e como funcionam, os principais tipos de células usados atualmente e suas respectivas vantagens e desvantagens, posteriormente foi apresentado o conceito de sistema de propulsão híbrido e o uso de células a combustível nestes sistemas. Na segunda parte do trabalho foram analisados quatro tipos diferentes de sistemas de propulsão híbrida integrado com uma célula a combustível atuais, na qual pode-se observar algumas métricas de desempenho dos sistemas analisados, sendo que uma consideração importante para o trabalho é: uma missão de voo completa é composta por cinco segmentos diferentes: decolagem, subida, cruzeiro, descida e aterrissagem (Ji et al., 2020). Na terceira parte foram observados os desafios e os desenvolvimentos operacionais que envolvem o uso de células a combustível em um sistema de propulsão híbrido. E por fim foi feito algumas considerações sobre o trabalho.

O trabalho tem como objetivo apresentar sistemas de propulsão híbridos integrados com células a combustível recentes e suas eficiências, além de examinar alguns dos desafios que impõem na implementação efetiva do uso de células a combustível em aeronaves. Apesar do trabalho abordar conceitos sobre o uso de células a combustível, não pretende apresentar visão geral completa da ciência do sistema de propulsão híbrida e das ciências de células a combustível de última geração, sendo que uma visão mais abrangente do assunto pode ser encontrada nas Referências (Gong & Verstraete, 2017) e (Sahoo et al., 2020).

2. Funcionamento da célula a combustível

Uma célula a combustível transforma a energia química do hidrogênio ou de outros combustíveis para produzir eletricidade de forma limpa e eficiente (Office of Energy Efficiency & Renewable Energy, n. d.). As células a combustível têm funcionamento semelhante ao das baterias, sem se esgotar e precisar de recarregamento. Com o fornecimento de combustível, ocorre a produção de eletricidade e calor. Uma célula a combustível está composta por dois eletrodos: um eletrodo negativo (ou ânodo) e um eletrodo positivo (ou cátodo). As células a combustível mais utilizadas são as células a combustível de óxido sólido (SOFC) e a de membrana de troca de prótons (PEMFC). No presente trabalho são abordadas as células a combustível SOFC, PEMFC e MCFC (célula a combustível de carbonato fundido) para o sistema híbrido de propulsão.

2.1. Célula a combustível de membrana de troca de prótons (PEMFC)

As células a combustível de membrana de eletrólito de polímero ou células a combustível de membrana de troca de prótons (PEMFCs), representadas na figura 1 são as mais comumente usadas. Essas células são leves, simples, operam em baixas temperaturas (30-100 °C), têm uma densidade de potência relativamente alta e podem responder rapidamente a mudanças de carga. Isso as torna altamente adequadas às demandas de voo. Além disso, o menor custo e maior maturidade técnica em comparação com outros tipos de células de combustível atendem aos requisitos dos VANTs de longa duração. A eficiência de um PEMFC típico está na faixa de 40-60%. Além disso, a eficiência máxima ocorre em carga parcial. Em contraste, os motores térmicos perdem rapidamente a eficiência em níveis de potência menores e carga parcial (Gong & Verstraete, 2017).

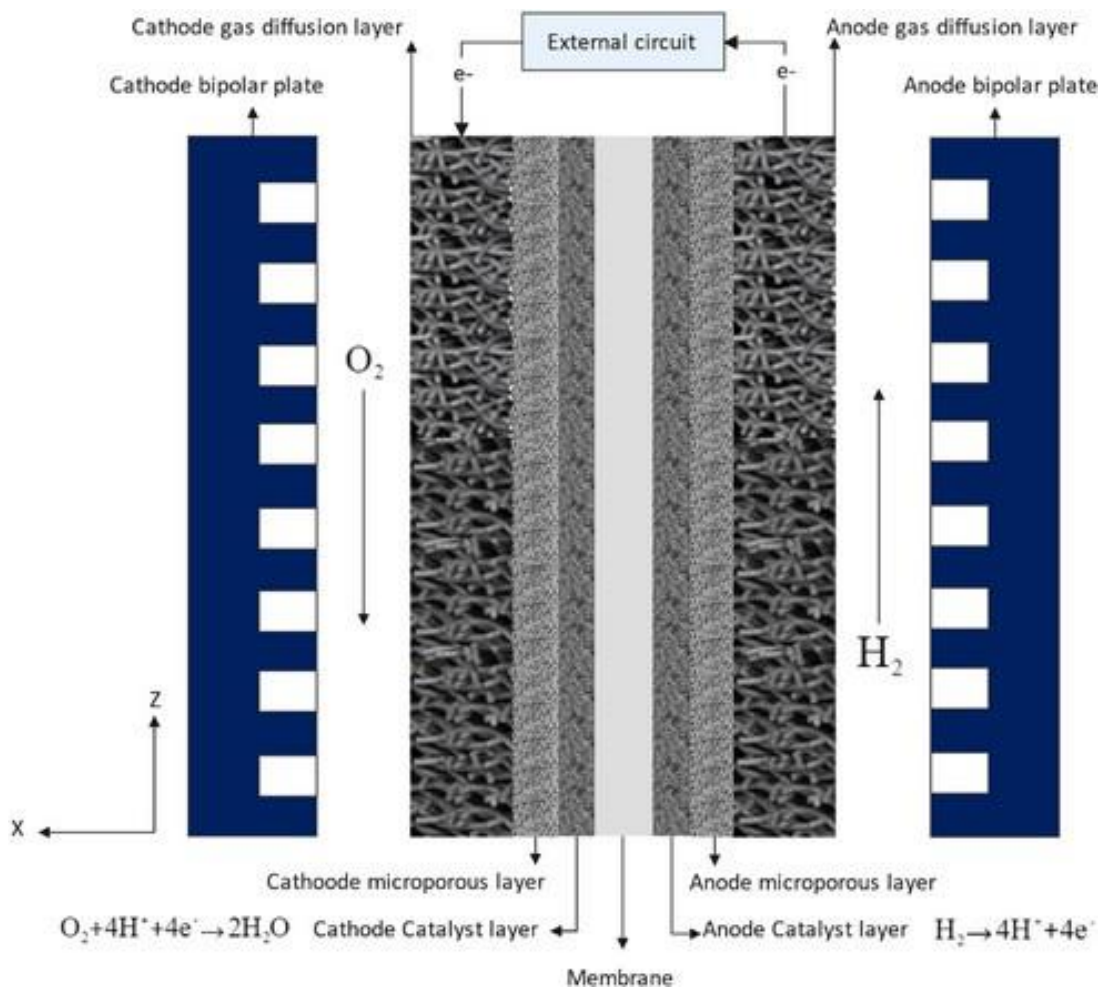
A PEMFC é feita do material polímero de ácido sulfônico fluorado, em que ocorre a difusão dos íons de hidrogênio, ou seja, uma membrana de troca iônica, o que cria um potencial de voltagem conduzida por uma corrente elétrica através de uma parte separada, fornecendo trabalho útil (Roth e Giffin, 2010).

A célula a combustível do tipo PEMFC exige hidrogênio com pureza em torno de 99%, o que representa um dos principais desafios para utilização efetiva dessa célula. No lado do ânodo, o combustível de hidrogênio é selado, fazendo assim com que todo combustível se difunda através da membrana. As reações que ocorrem na PEMFC estão representadas na Tabela 1 (Roth e Giffin, 2010).

Algumas vantagens da célula são: alta densidade de energia ao utilizar o hidrogênio puro, que pode chegar a 4 kW/L de combustível, além de possuir uma velocidade de inicialização rápida (Meng et al., 2022), baixa temperatura de partida (< 90 °C), sem emissão de carbono, alta conversão de energia diretamente da energia de entrada de gases de hidrogênio e oxigênio para a potência de saída sem via de trabalho mecânico (Perng et. al., 2022).

Um fluxo de ar constante é necessário para repor o oxigênio esgotado, transportar produtos de reação bem como diminuir o calor residual da reação (Roth & Giffin, 2010).

Figura 1: Representação célula PEMFC (POURRAHMANI, Hossein et al., 2022)



2.2. Célula a combustível de óxido sólido (SOFC)

A Célula a Combustível de Óxido Sólido (SOFC) converte energia química em eletricidade em altas temperaturas, entre 600 a 1000° C, sendo uma das células mais eficientes por operar em alta temperatura. Os componentes mais importantes são ânodo, cátodo, eletrólito e interconectores. Uma das características importantes das SOFCs são suas interfaces, onde diferentes componentes entram em contato e as reações químicas (vide Tabela 1) ocorrem ativamente (Sorrel et al, 2005).

Essas células podem usar hidrocarbonetos, como o propano, o gás natural, o querosene de aviação, entre outros, para melhorar a disponibilidade de combustível e reduzir o armazenamento. No entanto, não possuem resposta rápida, pois demoram para aquecer e alcançar a temperatura de operação (Sürer e Arat, 2018).

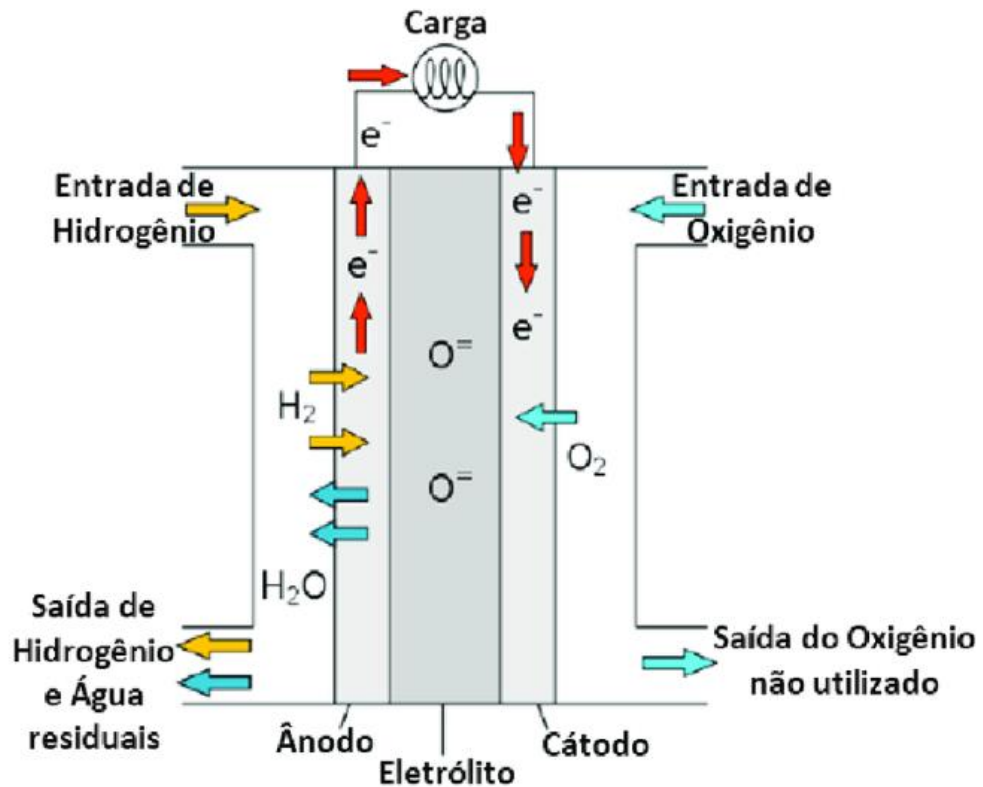
O eletrólito é um óxido de metal sólido não-poroso. Geralmente o ânodo é formado de $Co/TZ_8Y_{0.9} \ni TZ_8Y$ (cermet convencional) e o cátodo é formado de $LaSrMnO_3$ (manganita de lantânio estrôncio). (Tietz, 2008).

Para que condutividade iônica no eletrólito fosse adequada, eram necessárias temperaturas de 1000° C, mas com o desenvolvimento de materiais e processos de fabricação, é possível uma redução na temperatura para a faixa 650 e 800° C, diminuindo a necessidade de materiais refratários para os interconectores e as tensões térmicas e taxa de degradação dos componentes durante seu funcionamento (Lama, 2007).

As principais vantagens da célula SOFC são, entre outras: flexibilidade de formatos, como tubular, plano ou monolítico, a construção da cerâmica na célula evita problemas relacionados à corrosão, os eletrólitos sólidos permitem a precisão no projeto de lâminas difusoras e contêm o movimento do eletrólito ou a saturação dos eletrodos. Além do mais, a cinética da célula é rápida, e CO e outros hidrocarbonetos podem ser diretamente usados como combustível (Lama, 2007).

As desvantagens da célula são: a alta temperatura da SOFC, as expansões térmicas não acompanhadas entre os materiais, a difícil aplicação de selos entre as células em configurações com placas planas, a seleção de materiais específicos para alta temperatura resultando em um processo de fabricação difícil e a corrosão de metal nos componentes da pilha, que é um desafio (Lama, 2007). A Figura 2 apresenta uma representação esquemática da célula a combustível SOFC.

Figura 2: Célula a combustível SOFC (Y.N. Sudhakar et al.,2018)

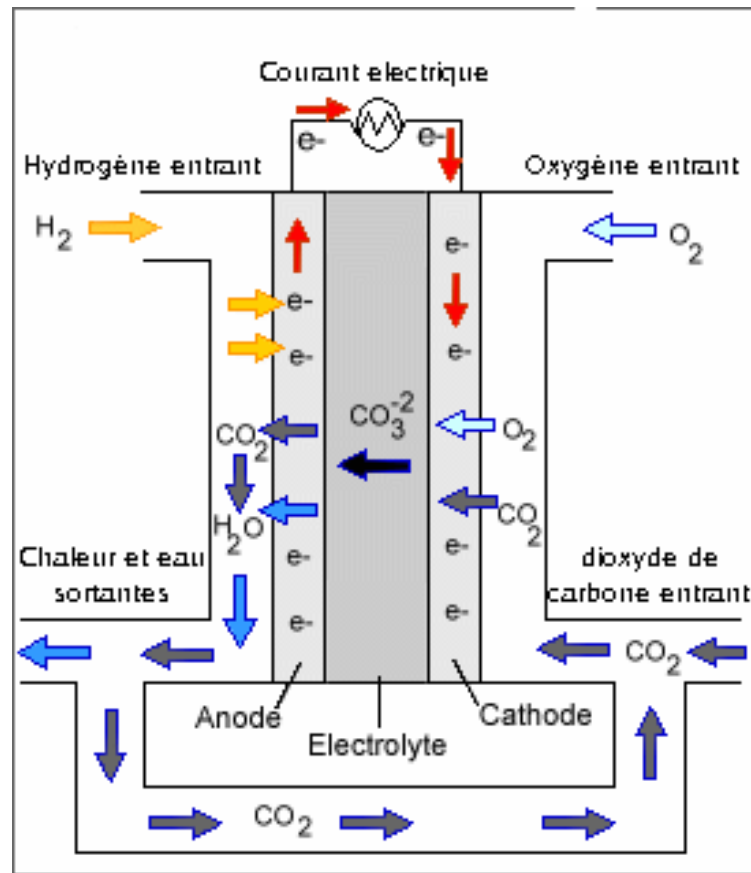


2.3. Célula a combustível de carbonato fundido (MCFC)

O MCFC utiliza eletrólitos de sal fundido, representada na figura 3, cujos materiais são misturas eutéticas de Li_2CO_3 , Na_2CO_3 e K_2CO_3 . Os carbonatos se fundem a aproximadamente $500^\circ C$ e transferem seus íons. Uma temperatura de operação estável deve ser de $923 K$ ($650^\circ C$) para evitar a solidificação ou volatilização do eletrólito. Uma MCFC produz eletricidade pelas reações eletroquímicas. As reações de reforma a vapor (SR) e mudança de vapor- água (WGS) ocorrem sequencialmente para produzir H_2 e CO na pilha MCFC, como mostrado na Tabela 1. A reação de reforma é um processo endotérmico altamente intensivo, pois remove o calor pela oxidação do hidrogênio.

Outras reações podem ocorrer, como a reação de Boudouard, uma reação redox de uma mistura de monóxido de carbono e dióxido de carbono a uma determinada temperatura; a hidrogenação de CO e a metanação no ânodo (Vielstich et al., 2003). Após as reações eletroquímicas, o ânodo emite o combustível não reagido e subprodutos, como CO_2 e água, enquanto o cátodo emite ar em excesso. O CO_2 é consumido para formar carbonatos fundidos. Quaisquer combustíveis não reagidos fluem para o queimador catalítico para serem queimados com ar, e sua exaustão de carbono e oxigênio flui para o cátodo (Vielstich et al., 2003).

Figura 3: Célula a combustível MCFC por (Y.N. Sudhakar et al.,2018)



Na Tabela 1, pode-se observar um resumo das células a combustível citadas acima e suas respectivas reações químicas.

Tabela 1 - Células a combustível PEM, SOFC, MCFC.

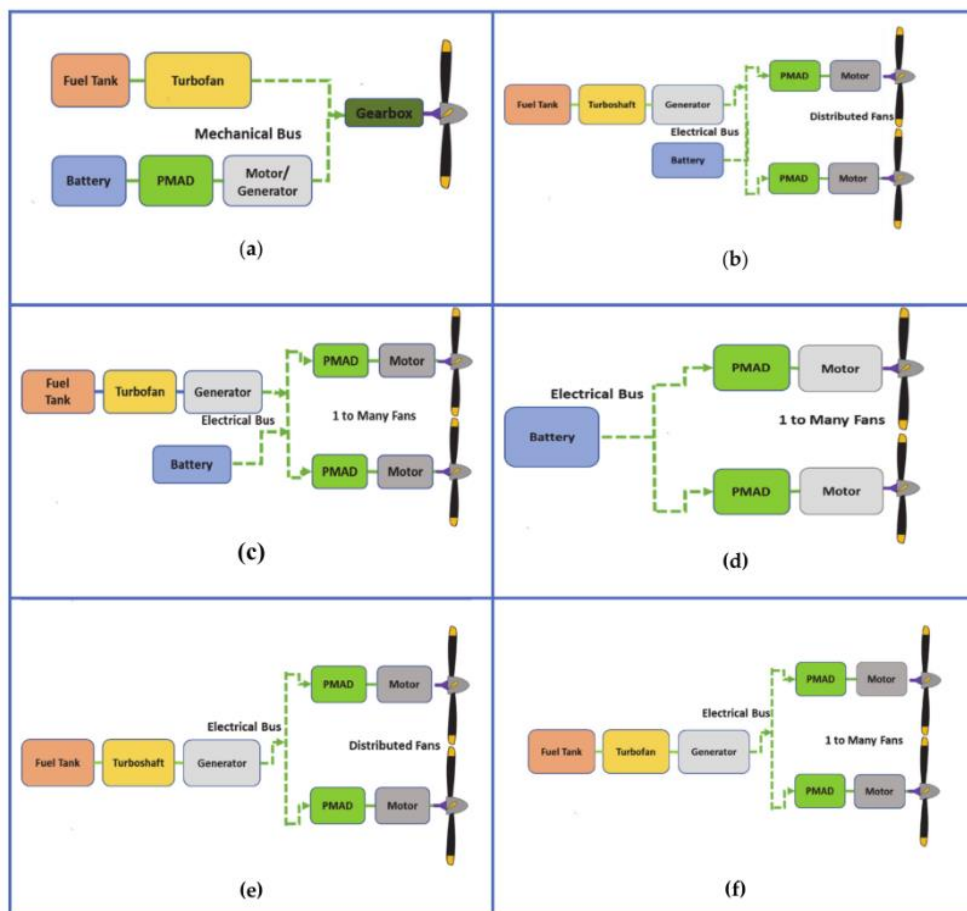
Tipos de FC	Combustível	Temp. de operação (°C)	Eficiência (%)	Reações
PEM	Hidrogênio	30-100	40-60	Ânodo: $H_2 \rightarrow 2H^{++} + 2e^-$ Cátodo: $1/2 O_2 + 2H^{++} + 2e^- \rightarrow H_2$
SOFC	Hidrocarboneto	500-1000	30-50	Ânodo: $H_2 + O^2 \rightarrow H_2O + 2e^-$ Cátodo: $1/2 O_2 + 2e^- \rightarrow O^{2-}$ SR: $CH_4 + H_2O \rightarrow CO + 3H_2$ WGS: $CO + H_2O \rightarrow CO_2 + H_2$
MCFC	Metano	600-700	55-65	Ânodo: $H_2 + CO_3^{2-} \leftrightarrow CO_2 + H_2O + 2e^-$ $CO + CO_3^{2-} \leftrightarrow 2CO_2 + 2e^-$ Cátodo: $0,5O_2 + CO_2 + 2e^- \leftrightarrow CO_3^{2-}$ Total: $H_2 + 0,5O_2 + CO_2 \leftrightarrow H_2O + CO_2$ SR: $CH_4 + H_2O \rightarrow CO + 3H_2$ WGS: $CO + H_2O \rightarrow CO_2 + H_2$

3. Sistema de propulsão híbrida

3.1 Conceito

O sistema de propulsão elétrico pode ser classificado em três domínios: 1) totalmente elétrico, 2) Turbo Elétrico e 3) híbrido- elétrico. No presente trabalho é abordado o sistema de propulsão elétrico híbrido, um sistema que utiliza mais de um tipo de energia, que pode ser combustível/químico e bateria/químico. O sistema pode ser dividido em dois tipos: série ou paralelo, característica essa baseada no nó que conecta as fontes de energia. Utiliza-se uma bateria para as condições de decolagem e subida que é carregada em condições de baixa exigência de empuxo, como na condição de cruzeiro (Sahoo et al., 2020). As configurações são representadas na Figura 4.

Figura 4: Ilustração de várias configurações de propulsão elétrica adaptadas: (a) híbrido paralelo; (b) híbrido em série; (c) paralelo/serial; (d) totalmente elétrico; (e) turbo elétrico; (f) parcialmente turbo elétrico (Bowman et al., 2018).



Para uma configuração paralela, há uma conexão na qual o sistema elétrico e a turbina a gás são conectados mecanicamente para acionar os propulsores. Para uma configuração híbrida serial, os propulsores são alimentados eletricamente por um gerador acionado por uma turbina a gás ou uma fonte de energia elétrica (Sahoo et al., 2020).

Em uma configuração híbrida serial/paralela, há a coexistência de operação serial e operação paralela, ou seja, uma configuração que aciona os propulsores tanto eletricamente quanto de fontes de energias, como, por exemplo, um gerador acionado por uma turbina a gás ou uma bateria. Esse tipo de configuração alivia a restrição de dimensionar ou operar o motor para atender à necessidade de potência do propulsor e, assim, oferece mais oportunidades para otimizar o desempenho do motor em diferentes segmentos operacionais (Sahoo et al., 2020).

O sistema de propulsão híbrido proposto por Li et al. (2021), quando comparado com aeronaves de bateria convencional ou aeronaves de propulsão por células a combustível, pode aumentar a resistência de missão, ou seja, o tempo de voo e a distância percorrida, e obter uma melhora significativa no desempenho dinâmico da aeronave.

Em pesquisas realizadas recentemente para aeronaves tripuladas, tendo o motor de combustão interna e a bateria como principal recurso de potência, o sistema de geração de energia do motor a combustível foi substituído por uma célula a combustível (FC), sendo um sistema célula a combustível e bateria. Os resultados obtidos foram uma melhora na eficiência da propulsão da aeronave, além da simplificação da complexidade do sistema de energia (Li et al., 2021).

Como relatado por Ji et al. (2020), as células a combustível podem consumir menos combustível e produzir menos emissões. A integração de células a combustível, baterias e motores a jato pode acelerar o desenvolvimento de sistemas de propulsão de baixa emissão. A condição é melhorada se as turbinas forem substituídas pelos motores com velocidade de rotação variável (*fan*). As baterias e células a combustível podem alimentar o motor para as diferentes etapas do voo, sendo reafirmado pelas pesquisas realizadas por Seyam et al. (2021 a), que utilizou o sistema de propulsão Turbofan-SOFC/Turbofan-MCFC e obteve redução das emissões de carbono de 18 kg/s para cerca de 3,7 kg/s usando misturas de combustível alternativos a uma célula a combustível de óxido sólido (SOFC), que opera em suas altas temperaturas e produz calor de alta qualidade. (Seyam et al., 2021 a).

Além disso, parte do combustível não utilizado na SOFC pode ser usado para combustão. Um método para utilizar esse calor é usar um ciclo de base para sua conversão em eletricidade, como por exemplo usar o ciclo Rankine. Com base em várias características do sistema, como a forma como a SOFC é acoplada ao ciclo de base e a técnica de reforma, existem diferentes conceitos e modelos. Uma turbina a gás pode ser acoplada diretamente à SOFC ou por meios indiretos através de um ciclo Rankine a vapor que atua como um ciclo de base. O gás de exaustão de alta temperatura da célula a combustível é alimentado diretamente na turbina a gás em um sistema acoplado diretamente. A turbina então expande o gás e queima a parte restante do combustível através da combustão. Este arranjo requer uma pressão de operação mais alta para a célula a combustível e torna a configuração mais difícil de operar e menos flexível. Para configurações de acoplamento indireto, com trocadores de calor, que são usados para transferir o excesso de calor da SOFC para o ciclo de potência, são sistemas mais complexos, mas oferece algumas vantagens exclusivas, como a operação independente dos dois sistemas, melhor flexibilidade, condições operacionais padrão e a possibilidade de utilização de diferentes fluidos de trabalho, como dióxido de carbono e água no ciclo termodinâmico (Singh et al., 2022).

A eletrificação do sistema de propulsão abriu as portas para um novo paradigma de configurações de propulsão e novos projetos de aeronaves. O conceito deve superar os desafios de *design* e dimensionamento para torná-lo realizável. Uma estrutura de modelagem adequada é desejada para explorar o espaço de projeto no nível conceitual. O projeto de aeronaves elétricas é complexo e desafiador. É difícil encontrar projetos eficientes que sejam viáveis sem comprometer a segurança e confiabilidade, de acordo com os requisitos operacionais exigidos para uma aeronave atualmente (Sahoo et al., 2020).

Os aspectos de modelagem usados nos dias atuais não são suficientes para os modelos de aeronaves de propulsão elétrica/híbrida elétrica (Sahoo et al., 2020). Além disso, existem os desafios tecnológicos para o pleno uso de células a combustível.

3.2. Avaliação do uso de célula combustível na propulsão híbrida

Aeronaves híbridas são promissoras, pois a taxa de consumo de combustível – onde as turbinas a gás geram eletricidade para acionar motores para propulsão – é baixa porque as turbinas a gás podem ser operadas na condição projetada na maioria dos casos. A densidade de energia da bateria é muito baixa para fornecer energia suficiente para a aeronave de longa duração, em torno de 250 Wh/kg, sendo que o necessário é cerca de 750 Wh/kg, mas para um sistema propulsão híbrido, que requer baixa energia específica da bateria, quando comparada a aeronaves totalmente elétricas, ao integrar com uma célula a combustível são uma solução alternativa para a fonte de energia de aeronaves que possuem um padrão rigoroso de consumo de emissão e consumo de combustível (Ji et al., 2020).

O uso de células a combustível na aviação é promissor. As SOFCs de alta temperatura são um dos sistemas de energia que possuem alta eficiência térmica de 52,8% quando integradas com turbina a gás (Ji, 2021). As células a combustível, principalmente as células PEMFC, SOFC e MCFC, oferecem à indústria de transporte quase zero emissões nocivas ao utilizar o hidrogênio ou o metano como combustíveis alternativos, sem comprometer a eficiência do sistema de propulsão do veículo. De fato, as células a combustível demonstraram um bom resultado de eficiência, podendo chegar a 70% (Sharaf & Orhan, 2014).

Quando combinada com uma bateria, a célula a combustível aumenta a eficiência geral da aeronave e pode alimentar a aeronave durante as fases de baixa potência, como o cruzeiro. A energia específica do hidrogênio garante um voo de longo prazo durante essas fases de baixa potência. Durante as fases de alta demanda de energia, como a decolagem, a bateria alimenta o trem de força da aeronave. A aeronave com um sistema de propulsão híbrido, usando célula a combustível e bateria não produz emissões locais, tem menos ruído e é mais eficiente que as aeronaves convencionais (Hoenicke et al., 2021).

As células a combustível (de preferência PEMFCs e SOFCs), especialmente em sistemas de propulsão híbridos, apresentam grande potencial de aplicação em veículos aéreos não tripulados (VANTs). A natureza camuflada dos VANTs é facilitada pela operação estática das células a combustível e baixa dissipação de calor. Apesar de as baterias compartilharem essas duas vantagens com as células a combustível, a baixa densidade de energia e o seu peso tornam os VANTs de célula a combustível superiores aos VANTs com baterias. O peso mais leve e a densidade de energia mais alta das células a combustível permitem um alcance maior e maior tempo de missão. Ainda mais, a modularidade das células a combustível as torna promissoras para uso em aplicações de pequena escala, como VANTs.

Outro conceito inovador é o Helios, VANT da NASA, que utilizou um sistema de propulsão híbrido composto por energia de células fotovoltaicas, uma célula a combustível regenerativa e baterias de *backup* para alcançar grandes altitudes e voos longos. A célula a combustível regenerativa funciona como um eletrolisador que gera hidrogênio durante o dia usando a energia das células fotovoltaicas. Depois, funciona como uma célula a combustível que usa esse hidrogênio para voar durante a noite (Sharaf & Orhan, 2014).

Uma comparação realizada por Bradley et al. (2009) entre cinco diferentes sistemas, com eficiência térmica de 52,8%, potenciais de propulsão VANT de pequena escala concluiu que um sistema PEMFC com hidrogênio gasoso comprimido tem o maior potencial tanto para alcance quanto para resistência de missão (aproximadamente 20h, (Ji et al., 2020)). Os outros quatro sistemas eram um SOFC a base de propano, uma bateria de polímero de lítio, uma bateria Zn/ar e um pequeno motor de combustão interna (Sharaf & Orhan, 2014). Porém, o mercado de veículos aéreos militares e comerciais tripulados ainda é impraticável para células a combustível devido aos requisitos de alta densidade de energia específico, em torno de 1 kW/kg (Sahoo et al., 2020), de potência, durabilidade e confiabilidade do mercado (Ji et al., 2020).

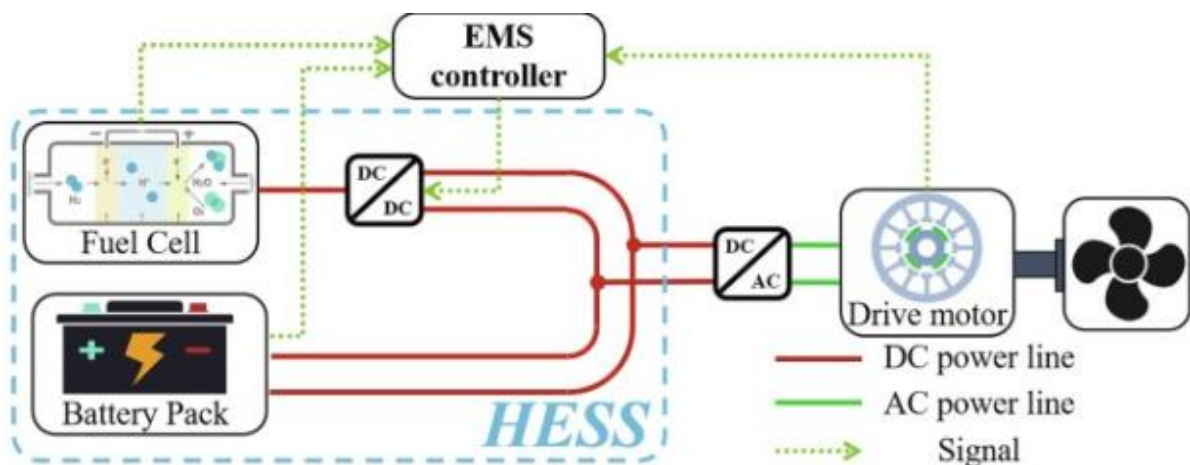
4. Sistemas de propulsão híbridos

O desenvolvimento de diferentes configurações do sistema de propulsão híbrido é importante para entender o alcance, o tempo de missão e reduzir a emissão. No atual trabalho são apresentados os diferentes sistemas de propulsão integrados com Células a Combustíveis (FC). Os sistemas propostos são: o Sistema de Propulsão Híbrido integrado com um algoritmo de distribuição de energia (HPS), proposto por Li et al. (2021); o Sistema de propulsão e potência (HPP) ou motor híbrido a jato integrado com a SOFC, proposto por Ji et al. (2020) e cujo desempenho foi avaliado por Ji et al. (2021); o Sistema de propulsão híbrido Turbofan-SOFC, analisado por Seyam et al. (2021 b) e Seyam et al. (2021 a); e o Sistema de propulsão híbrido Turbofan-MCFC, analisado por Seyam et al. (2021 a).

4.1. Sistema de propulsão híbrido integrado com algoritmo de distribuição de energia (HPS)

O estudo de Li et al. (2021) propôs um novo modelo de sistema de propulsão e algoritmo de distribuição de energia para aeronaves elétricas tripuladas leves (LEA), que consistem em um motor de acionamento elétrico (DM) que substitui o motor tradicional a gasolina. O armazenamento de energia é dividido em duas partes: a célula a combustível e a bateria. A conversão de energia no modelo do sistema de energia da aeronave desenvolvida é dividida em duas etapas: conversão DC-DC e conversão DC-AC. A frequência transitória do conversor é muito menor que a frequência de controle do algoritmo de distribuição de energia em aeronaves elétricas. Assim, o conversor DC-DC entre a linha de barramento e a célula a combustível é considerado um controlador ideal. Pode-se observar na Figura 6, um esquema do sistema.

Figura 6: Sistema de propulsão híbrido integrado com um algoritmo de distribuição de energia (HESS) (Li et al., 2021).



O algoritmo de controle, a célula a combustível e a bateria trabalham juntas para fornecer energia para a aeronave. Com o algoritmo é possível programar um tempo (cerca de 30 s) suficiente para o sistema da célula a combustível ajustar sua taxa de reação química e aumentar a potência de saída (Li et al., 2021).

Durante a fase de cruzeiro, o sistema célula a combustível é controlado para fornecer energia para a aeronave e melhorar a estabilidade do sistema de propulsão híbrido. O sistema de bateria é usado para melhorar o desempenho dinâmico do sistema da aeronave e reduzir a pressão de trabalho (potência x tempo) do sistema da célula a combustível, pois, quando a necessidade de energia da aeronave é alta, ele é usado para fornecer serviço auxiliar de energia. Durante toda a viagem, o sistema de bateria funciona como um filtro de energia para proteger a célula a combustível de picos

de potência extremamente altos e cenários de mudança rápida de demanda de energia (Li et al., 2021).

Um protótipo de aeronave elétrica de dois lugares, o *Alpha Electro*, foi utilizado para verificar o desempenho da configuração do sistema HPS, sendo uma aeronave impulsionada pela hélices de passo variável girada por um motor elétrico, uma célula a combustível PEMFC foi utilizada para uma simulação de 10 minutos. (Li et al., 2021).

4.2. Sistema híbrido de propulsão e potência (HPP)/ou motor híbrido a jato integrado com SOFC

Ji et al. (2020) desenvolveram novos sistemas híbridos de propulsão e potência (HPP) combinando baterias, células a combustível e motores a jato, que podem fornecer respectivamente alto empuxo e baixo consumo específico de combustível nos segmentos decolagem e cruzeiro, em que as células a combustível fornecem energia ao compressor e à turbina.

O funcionamento do sistema consiste em compressores e *fan* (motor com velocidade de rotação variável) que são acionados por motores alimentados por SOFCs, conforme mostrado na Figura 7. A potência de geração energia da SOFC é exatamente igual à potência total consumida pelas turbinas e pelo compressor. A reação de reforma é fornecida para o ânodo da célula a combustível. A maior parte do ar do duto interno é utilizada pelo cátodo da célula a combustível. Não há turbinas na parte traseira do combustor. A exaustão da combustão interna do duto é misturada com o ar frio do duto externo. A temperatura do gás misturado é aumentada ainda mais pelos pós-combustores. A exaustão se expande no bocal e produz potência de propulsão (Ji et al., 2021).

Para as condições de cruzeiro, os motores, acoplados à turbina e aos compressores, são alimentados por SOFCs. Nas condições de decolagem, o motor é alimentado por bateria. O sistema híbrido de propulsão e potência (HPP) produz empuxo por expansão de exaustão de alta temperatura e alta pressão no bocal, e a bateria apenas alimenta os motores no segmento de decolagem. O peso do sistema corresponde a 12% do peso total, ou seja, 1740 kg. Além disso, o SOFC pode carregar a bateria ou fornecer eletricidade para os equipamentos aéreos em condições de cruzeiro (Ji et al., 2020).

Figura 7: Sistema HPP projetado por Ji et al. (2020).

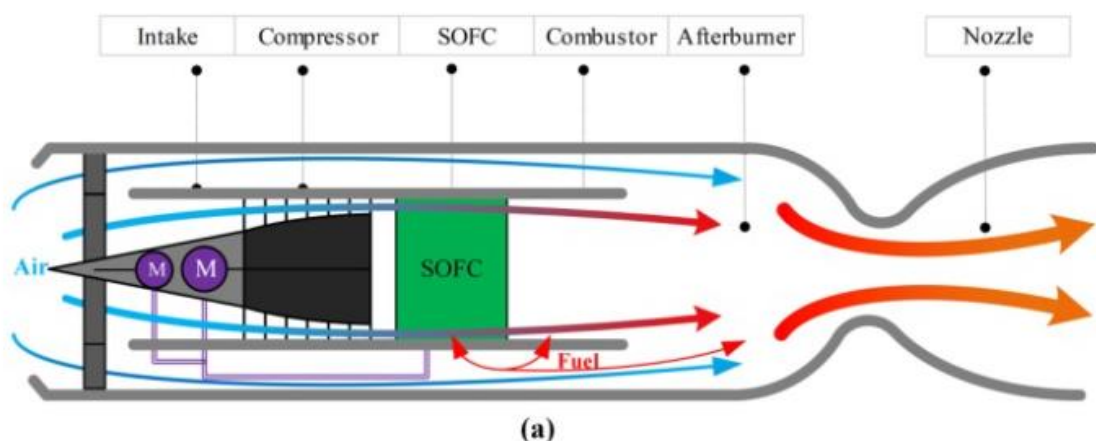
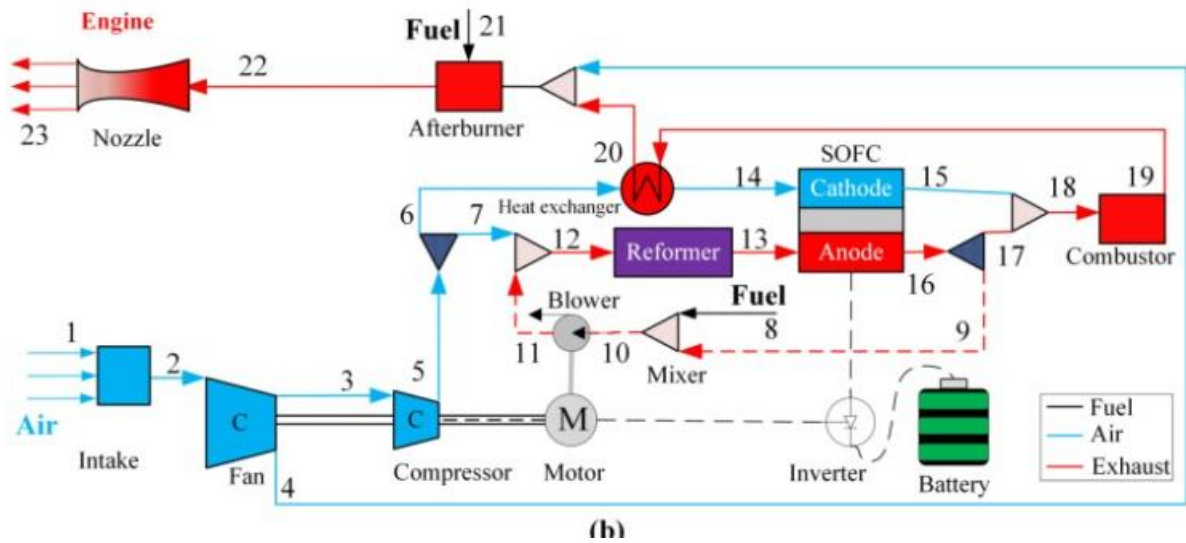


Figura 8: Diagrama esquemático Sistema HPP (Ji et al., 2020).



No diagrama esquemático da Figura 8, podem-se observar as seguintes etapas: primeiro, a atmosfera (1) de alta velocidade é comprimida por uma entrada (2) até o *fan*. Em seguida, o ar é dividido em ar do duto interno (3) e ar do duto externo (4). O ar do duto interno é comprimido novamente pelo compressor (5). O ar comprimido também é dividido em duas partes (6) e (7). Um é fornecido ao reformador (7) e o outro é fornecido ao canal catódico das SOFCs (6). A reforma autotérmica de alta eficiência é adequada para o motor aeronáutico (12-13). A exaustão do ânodo contém bastante vapor (16), parte da exaustão do ânodo é misturada com combustível (8). Depois disso, a pressão do gás de mistura (10) é ligeiramente melhorada pelo soprador (11) e alimentada no reformador (12). O ar que entra no cátodo da SOFC (6) é pré-aquecido pela exaustão do combustor (14). Reações eletroquímicas e de reforma interna (vide Tabela 1) ocorrem nas SOFCs, e a exaustão do cátodo da SOFCs (15) se mistura com parte da exaustão do ânodo (16). O gás de mistura é alimentado no combustor (18) e queimado (19). A exaustão do combustor pré-aquece o ar que entra no cátodo (19). Em seguida, a exaustão do combustor de alta temperatura (20) se mistura com o ar frio do duto externo (4). O gás de mistura entra no pós-combustor, e o combustível é adicionado a ele mais uma vez (21). A exaustão do pós-combustor (22) se expande e produz potência de propulsão no bocal (23) (Ji et al., 2020).

As suposições que foram realizadas para simular o sistema de Ji et al. (2020). são: o sistema HPP é simulado para operação em regime permanente, zero perda ocorre no sistema HPP, os fluidos de trabalho gasosos são considerados gases ideais, o ar contém 21% de oxigênio e 79% de nitrogênio, o combustível é assumido como propano (C_3H_8), apenas hidrogênio e oxigênio participam da reação eletroquímica, a temperatura de trabalho do SOFC é a temperatura de saída da célula de combustível que está entre 1.163 K e 1.173 K, o peso do sistema HPP é decidido pelo peso do motor Turbofan original, da bateria, do motor e da pilha de células a combustível, sendo o peso máximo considerado 14.500 kg, a razão de desvio do ar é uma constante de 0,5 e a área de entrada é constante, a aeronave pode ser operada com o número Mach de 0 a 2, a razão de pressão do *fan* é 3 e do compressor é 10, a temperatura do combustor e do pós-combustor é de 2.000 K.

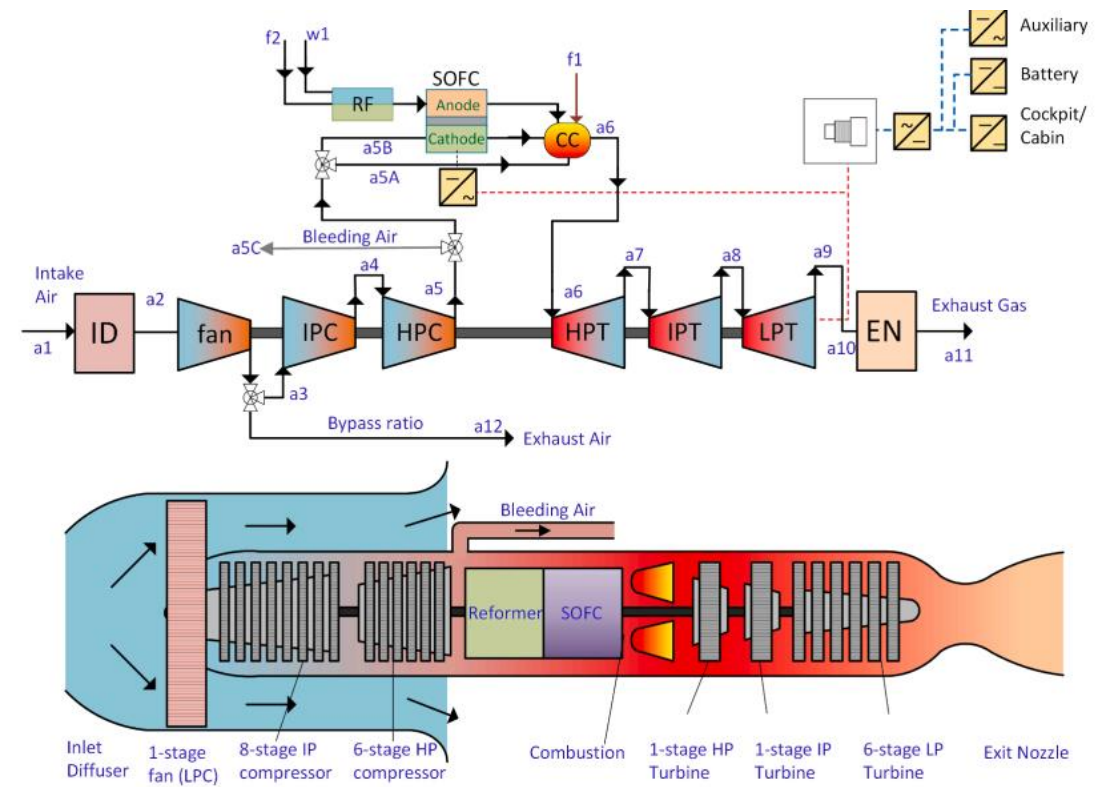
4.3. Sistema de propulsão híbrido Turbofan-SOFC

O estudo de Seyam et al. (2021 b) propôs um sistema de propulsão de aeronaves do tipo híbrido que combina um sistema Turbofan comercial com um sistema de célula a combustível de óxido sólido (SOFC). O Turbofan modelado utiliza compressores e turbinas isentrópicas e uma válvula de expansão para modelagem do bocal.

O sistema SOFC contém a reforma a vapor e a reação de mudança do vapor de água (WGS). O querosene é usado como combustível tradicional de base fóssil, enquanto o hidrogênio, metano, metanol, etanol e éter dimetílico são selecionados como combustíveis alternativos para substituir o querosene. O estudo foi realizado com cinco combinações de combustíveis para o seu sistema, que são F1 (75% gás natural e 25% hidrogênio); F2 (75% metanol e 25% hidrogênio); F3 (60% etanol e 40% hidrogênio); F4 (60% DME e 40% hidrogênio); e F5 (15% metano, 40% hidrogênio, 15% metanol, 15% etanol e 15% DME) (Seyam et al., 2021 b).

O sistema compreende três estágios: um *fan* de 1 estágio com uma turbina de baixa pressão de 6 estágios (LPT), o compressor de pressão intermediária de 6 estágios (IPC) com uma turbina de pressão intermediária de 1 estágio (IPT), e um compressor de alta pressão de 6 estágios (HPC) com turbina de alta pressão. O funcionamento do sistema é: o ar entra no difusor de entrada, então é primeiro comprimido através do *fan*. Depois disso, parte do ar é desviada do bocal do *fan* para a atmosfera, enquanto outra parte é comprimida através dos compressores de pressão intermediária (IPC) e de alta pressão (HPC), que flui para o cátodo do SOFC e para câmaras de combustão. Uma mistura de combustível e o vapor entram no reformador e no ânodo da SOFC. Depois o produto dessas reações é queimado com ar a alta pressão e temperatura na câmara de combustão. O gás de exaustão é expandido através das turbinas de alta pressão (HPT), pressão intermediária (IPT) e baixa pressão (LPT). O gás de exaustão sai do bocal de saída para produzir a força de empuxo (Seyam et al., 2021 b). Pode-se observar o esquema do sistema na Figura 9.

Figura 9: Sistema Turbofan-SOFC proposto por Seyam et al. (2021).

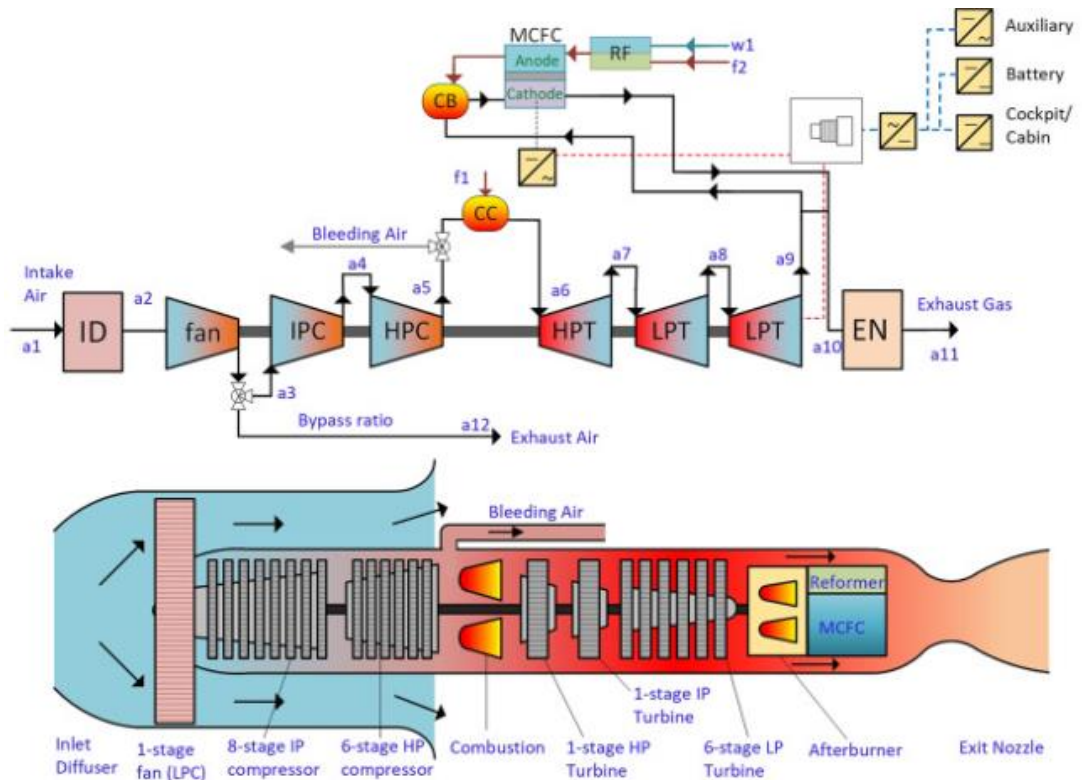


4.4. Sistema de propulsão de aeronaves híbrido Turbofan-MCFC

O estudo de Seyam et al. (2021 a) usou um sistema que apresenta dois motores Turbofan de três eixos de alto desvio propostos, combinados com uma célula a combustível de carbonato fundido (MCFC-Turbofan) e uma célula a combustível de óxido sólido (SOFC-Turbofan), sendo igual ao sistema proposto por Seyam et al. (2021 b).

Para o sistema usando o MCFC-Turbofan, o funcionamento do sistema com a célula a combustível MCFC acontece da seguinte forma: um motor aeronáutico turbojato com um MCFC e um queimador catalítico ou oxidante. O ar flui através da GT (turbina a gás), e uma parte do gás de exaustão flui do MCFC para o pós-combustor. A mistura de combustível com a injeção de vapor entra no ânodo do MCFC. O queimador catalítico recebe os gases de exaustão para oxidar os combustíveis e produzir dióxido de carbono. A exaustão do queimador catalítico entra no cátodo do MCFC, que reage quimicamente com o eletrólito para produzir gases de exaustão limpos. Se algum dióxido de carbono ou monóxido sair como subprodutos nos gases de exaustão, o gás de exaustão retorna ao queimador e reoxida no cátodo do MCFC. O gás de exaustão limpo sai da GT através do bocal de saída quente (Seyam et al., 2021 b). O esquema do sistema é representado na Figura 10.

Figura 10: Sistema Turbofan-MCFC proposto por Seyam et al. (2021).



As condições de trabalho dos sistemas Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC foram consideradas: o Turbofan tem uma pressão total de 50 kPa e uma relação de desvio de 10:1. A vazão mássica de entrada para a turbina é selecionada para 1210 kg/s. Supõe-se que o avião esteja em condição de cruzeiro a 10 km de altitude, em que as condições ambientais são 293,2 K e 26,4 kPa. O número Mach nessa altitude para o *Boeing 747 Dreamline* é 0,83 (Seyam et al., 2021 a).

Na tabela 2 é apresentada uma compilação dos sistemas citados acima, suas configurações, tipo de aeronaves e célula a combustível usada.

Tabela 2: Sistemas de propulsão híbridos.

SISTEMA	Célula a combustível	Tipo de aeronave	Simulação ou experimental	Tipo de configuração do sistema	Referência
HPS	PEMFC	LEA	Simulação	Bateria + célula a combustível	Li et al., 2021
HPP	SOFC	VANT	Simulação	Motor a jato + Célula a combustível	Ji et al., 2020
TURBOFAN-SOFC	SOFC	VANT	Simulação	Turbofan + SOFC	Seyam et al. (2021a)
TURBOFAN-MCFC	MCFC	VANT	Simulação	Turbofan + MCFC	Seyam et al. (2021b)

5. Métricas de desempenho: Potência, peso, empuxo e o consumo de combustível.

Para um sistema de propulsão híbrido, alguns parâmetros são importantes a se considerar, como a potência, o peso, o consumo de combustível e o empuxo.

5.1 Métricas de desempenho para o sistema HPS

Potência para o sistema HPS: Os parâmetros de potência a serem considerados são a potência da célula a combustível, sendo a potência máxima de 50 kW, a potência do motor de 80 kW e a densidade de potência da bateria de 200 W.h/kg (Li et al., 2021).

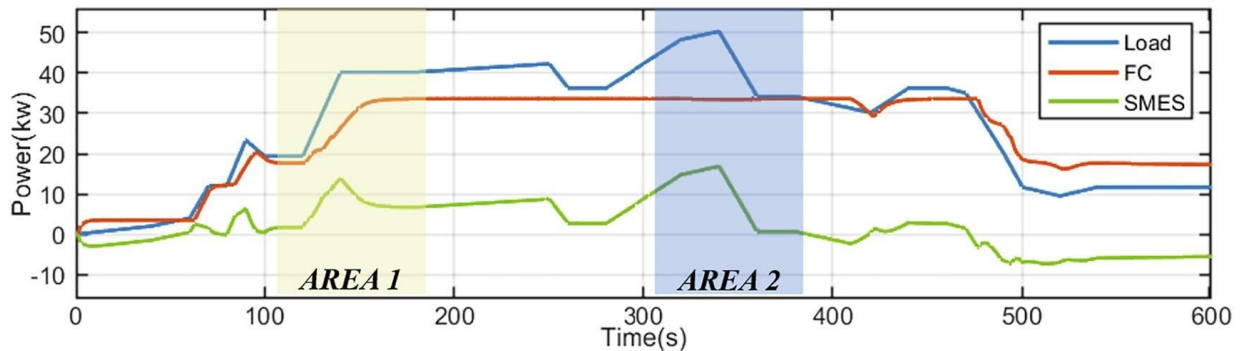
Os resultados obtidos pelo sistema HPS (Sistema de Propulsão Híbrido) de Li et al. (2021), através de análise numérica, indicam que os métodos desenvolvidos podem atender aos requisitos de potência das aeronaves em cenários de carregamento rápido e de potência de pico. Sendo assim, a maioria dos pontos de trabalho de alta potência da célula a combustível são movidos para área média e baixa, com o HESS (Sistema Híbrido de Gerenciamento de Energia), protegendo a célula a combustível. Um reconhecedor de estado de equilíbrio de potência da aeronave, que utiliza o método de atualização de parâmetros lógicos fuzzy é desenvolvido com base na análise do estado do balanço de potência da aeronave, ele é projetado para melhorar o desempenho dinâmico da aeronave e ajustar o estado de funcionamento do sistema de propulsão híbrido sob o cenário de exigência de potência de pico e, assim, melhorar a eficiência da operação.

Para avaliar melhor o desempenho da configuração do sistema de propulsão híbrido das aeronaves, a potência de saída (P) do nível é dividida em cinco: baixo ($P < 10\text{kW}$), médio-baixo ($10\text{kW} < P < 20\text{kW}$), médio ($20\text{kW} < P < 30\text{kW}$), médio alto ($30\text{kW} < P < 40\text{kW}$) e alto ($P > 40\text{kW}$) (Li et al., 2021).

Na Figura 11, pode-se observar que a área 1, com o algoritmo de controle proposto (HESS), a célula a combustível e a bateria trabalham juntas para fornecer energia por tempo suficiente (cerca de 30s) para aeronave, que sobe de 20kW para 40kW, como pode-se observar pela linha azul no gráfico, e dar tempo ao sistema da célula a combustível, representado pela linha vermelha no gráfico, ajustar a taxa de reação química e melhorar a potência de saída. Na área 2, quando a necessidade de energia da aeronave é muito alta, como mostrado na figura, o sistema de bateria, mostrado pela linha verde no gráfico, é novamente acionado para fornecer energia auxiliar, sendo assim a bateria funciona como um filtro de energia para proteger a célula a combustível de picos de potência extremamente altos e cenários de mudança rápida de demanda de energia (Li et al., 2021).

A saída de alta potência da célula a combustível no sistema de propulsão híbrido é reduzida de 46% para 6% (vide Figura 17), quando comparada aos resultados do sistema de propulsão por célula a combustível (FCPS), pois a bateria é controlada para reduzir a pressão de trabalho (Potência x Tempo) do sistema HPS no algoritmo de distribuição HESS (Li et al., 2021).

Figura 11: Gráfico de trabalho da célula a combustível (Li et al., 2021).



5.2 Métricas de desempenho para o sistema HPP

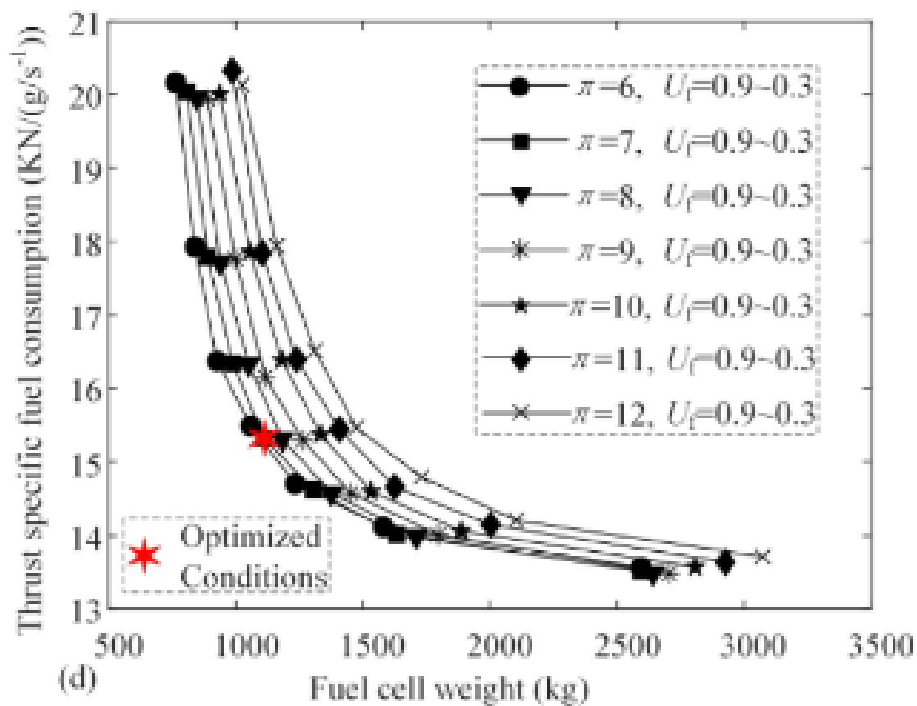
Potência para o sistema HPP: A potência de propulsão dos sistemas híbridos de propulsão e potência (HPP) de Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021) é emitida pelo bocal. Primeiro aumenta e depois diminui com o aumento da razão de pressão do *fan* sob as condições de razão de pressão global constantes. Os valores de potência do sistema são: potência das hélices de 164,2 kW, potência do compressor de 415,5 kW, potência da célula a combustível de 605,5 kW e potência de propulsão de 2.101,3 kW. Além disso, há um aumento de potência e energia específicas para o conjunto célula a combustível e bateria de íons de lítio. Outras vantagens que se podem destacar são: melhora da pressão de mistura dos fluidos de trabalho do gás dos dutos interno e externo, acréscimo de calor no combustor e melhora na pressão de reaquecimento no primeiro pós-combustor. Os fluidos de trabalho no bocal podem ser reaquecidos mais de uma vez já que a relação de pressão do bocal é alta (Ji et al., 2020).

O estudo concluiu que quanto maior for a potência da célula a combustível, maior será a eficiência exergética do motor híbrido a jato SOFC à temperatura constante do combustível (Ji et al., 2020).

Consumo do sistema HPP: O combustível usado por Ji et al. (2020) é assumido como propano (C_3H_8). A autonomia é de 10.421 km e 19,6h, com consumo específico de combustível de 15,32 g/s/kN. A maior parte do combustível (89%) é consumida no segmento de cruzeiros, mas o empuxo do sistema é quase apenas afetado pelo fluxo de massa de ar com altitudes variadas (Ji et al., 2020).

O consumo de combustível específico de empuxo (TSFC), que mede o quão eficiente o sistema utiliza o combustível, é a razão entre o fluxo de massa de combustível e o empuxo. O TSFC será significativamente reduzido se a área da célula a combustível aumentar, pois quanto maior a quantidade de combustível, ele será utilizado para aquecer o fluido de trabalho de calor por reação de combustão, em vez de participar da reação eletroquímica. Ou seja, quanto maior a utilização de combustível, menor a densidade de corrente, e a potência da célula a combustível por área diminui, sendo a densidade de potência afetada pela baixa utilização de combustível. Assim, a baixa utilização de combustível terá um aumento do empuxo, com a massa máxima de decolagem do VANT constante, e o peso do combustível igual a 7.500 kg. O consumo de combustível específico de empuxo (TSFC) é $35,5 \text{ kN}/(\text{g}\cdot\text{s}^{-1})$ (Ji et al., 2020). Na Figura 12 pode-se observar a relação entre o peso da célula a combustível e TSFC.

Figura 12: TSFC X Peso da célula a combustível (Ji et al., 2020).

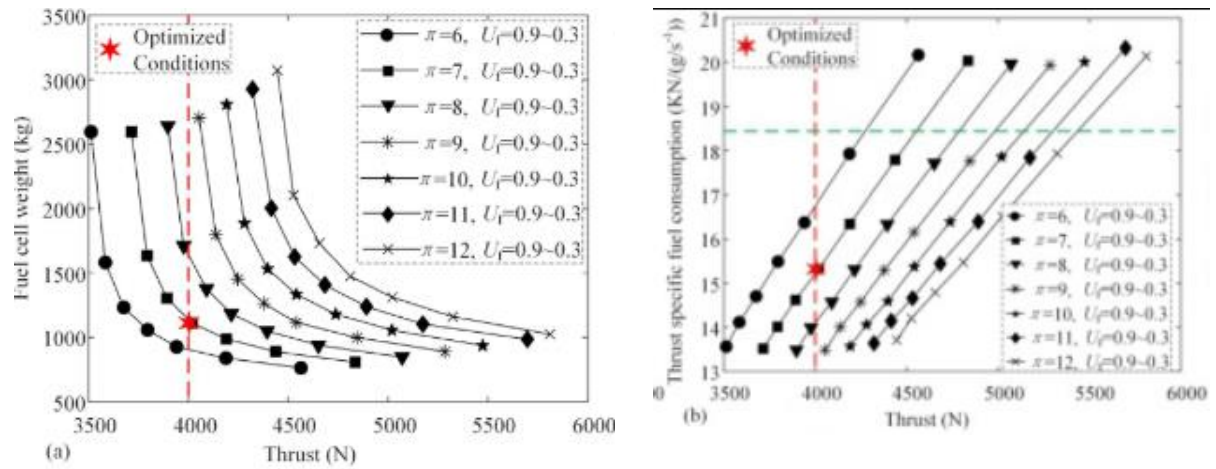


$$\pi = \text{relação de pressão}; U = \text{Voltagem da célula a combustível (V)}$$

Peso do sistema HPP: De acordo com Ji et al. (2020), os resultados de pesquisa obtidos mostram que o peso do sistema de energia para uma missão de aeronave regional reduziria 50% se a fonte de energia da bateria fosse substituída pelos sistemas de energia SOFC, sendo que a redução de baterias e motores oferece uma alternativa para aumentar a área ocupada pelas células a combustível. O peso da bateria aumenta com o aumento do fluxo de massa de ar de entrada do bocal. A razão é que sua densidade de energia com 250 W.h/kg é pequena. Mesmo que o peso do combustível consumido diminua continuamente, o peso total ainda aumenta. A relação de peso do combustível consumido para a soma do motor, bateria e combustível é pequena (Ji et al., 2020).

No trabalho descrito por Ji e co-autores, a massa máxima de decolagem da aeronave é de 14.500 kg e a capacidade de combustível é de 7.500 kg. O combustível alternativo é de apenas 4.201 kg, o que representa 56% do peso disponível. Assim, a massa máxima de decolagem do VANT é constante, e o peso do combustível carregado diminui se o tamanho da célula a combustível aumentar. Portanto, a redução do peso da bateria e do motor é extremamente significativa (Ji et al., 2020).

As proporções de peso da célula a combustível, motor, bateria e combustível carregado são 15%, 12%, 8% e 56%, respectivamente. No segmento de cruzeiro, a taxa de redução do peso da célula a combustível diminui com a redução da utilização de combustível. Enquanto isso, o consumo de combustível específico de empuxo (TSFC) e o empuxo aumenta, como pode-se observar na Figura 13. Desse modo, como mostrado na Figura 12, o aumento do peso da célula a combustível diminui o TSFC, o que significa que o peso do combustível carregado diminui (Ji et al., 2020).

Figura 13: Gráficos peso célula a combustível x Empuxo e TSFC x Empuxo (Ji et al., 2020).

Empuxo do sistema HPP: O sistema de propulsão e potência (HPP) de Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021), pode fornecer alto empuxo, principalmente nos segmentos de cruzeiros, com valores de 4 kN. Empuxo específico é uma medida da capacidade de trabalho do ar, que é a diferença de momento entre a entrada e a saída do ar do sistema HPP, ou seja, o empuxo é a produção do empuxo específico e do fluxo de massa de ar. Apesar das características de velocidade do sistema serem complexas, o empuxo é quase apenas influenciado pelo fluxo de massa de ar com altitudes variadas, que pode ir de 100% a 50% ao ajustar a vazão de ar no pós-combustor (Ji et al., 2020).

Calcular o acréscimo de desempenho do motor híbrido a jato SOFC usado por Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021) depende em parte do desvio do ar que melhora a eficiência de propulsão do motor. As considerações feitas para se obter o resultado de desempenho do sistema foram: a razão de desvio de ar variando de 0,1 a 1,0. A altitude operacional é 11 km e o número Mach é 1,2. As relações de pressão do *fan* são 3 e do compressor 15. A temperatura do combustor é 2.000 K. A temperatura de reforma e a temperatura de trabalho da célula a combustível são 930 K e 1043 K, respectivamente. A razão do oxigênio-carbono no reformador é 0,1. A razão de carbono e água no reformador é de 2,289 (Ji et al., 2021).

Os resultados obtidos foram: o empuxo específico do motor híbrido é $2.098,1 \text{ N}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$, que é significativamente superior ao do motor Turbofan tradicional de $1.078 \text{ N}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$. Para o motor híbrido, o impulso específico é $2.871,2 \text{ s}$ (Ji et al., 2021).

Outro fator importante é a temperatura de entrada do *fan* para o motor híbrido a jato SOFC, pois a temperatura do combustor pode ser muito alta ($>2000\text{K}$), e o oxigênio pode ser usado para adicionar combustível ao combustor, mas há um limite da temperatura de 2.288 K , pois ocorre a destruição do bocal (Ji et al., 2020). O acréscimo de empuxo é grande quando comparado com a temperatura projetada do combustor de 2.000 K . Sendo assim, aumentar a temperatura do pós-combustor é a maneira mais eficaz de melhorar o empuxo do motor, sendo melhor do que o aumento de temperatura no combustor. Quando a temperatura é 2.217 K , a razão da taxa desvio do ar é 1, como mostrado na Figura 14, o empuxo específico é de até $3.085 \text{ N}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$, aumentado em 2,026 vezes, como mostrado na Figura 15. Enquanto isso, o impulso específico e a eficiência térmica são $2,693 \text{ s}$ e $60,5\%$, respectivamente (Ji et al., 2021).

Figura 14: Limite de temperatura do pós combustor X Razão da taxa de desvio do ar (Ji et al., 2021).

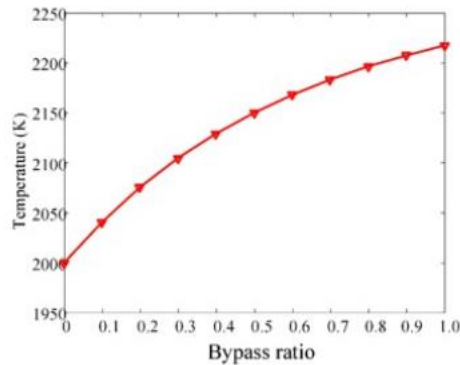
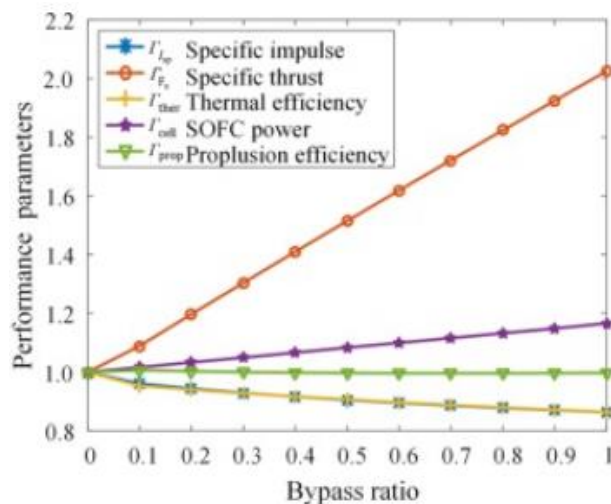


Figura 15: Variação adimensional dos parâmetros de desempenho do motor com a razão da taxa de desvio na temperatura limite do pós combustor (Ji et al., 2021).



Além disso, outra consideração importante é o pico do envelope de voo, que é determinado pelo equilíbrio de empuxo. A densidade do ar é pequena na altitude elevada. Assim, o sistema HPP não consegue produzir empuxo suficiente para equilibrar a aeronave. A altitude operacional mais alta é de cerca de 27,5 km com um número Mach operacional máximo de 1,8; ou seja, o envelope de voo de uma aeronave, que se refere, às suas capacidades em termos de número de Mach e altitude é limitado pelo equilíbrio de empuxo/arraste e pela temperatura de operação da célula a combustível (Ji et al., 2020).

5.3 Métricas de desempenho para o sistema Turbofan- SOFC e Turbofan-MCFC

Potência para o sistema Turbofan- SOFC e Turbofan-MCFC: O estudo de Seyam et al. (2021 a) realizou uma comparação entre o motor Turbofan base, o SOFC-Turbofan e o MCFC-Turbofan. Os resultados obtidos foram para o Turbofan de base, que tem a maior potência líquida, sendo a energia de empuxo o principal contribuinte para isso. Para o Turbofan de base, a potência líquida total é de 47,3 MW e o calor adicionado é de 109 MW. As células a combustível fornecem cerca de 950 kW, e a potência líquida do sistema de turbina a gás é apenas um mínimo de 3,3 MW para o Turbofan-SOFC, enquanto a potência líquida máxima da turbina a gás é de 9,2 MW para o Turbofan base. Comparando os 3 sistemas, a potência líquida é de 47 MW, 33 MW e 32 MW para o Turbofan base, o SOFC-Turbofan e o MCFC-Turbofan, respectivamente, mas obteve uma melhora na

eficiência energética e exergética que será apresentada posteriormente na seção 11.1 (Seyam et al., 2021 a).

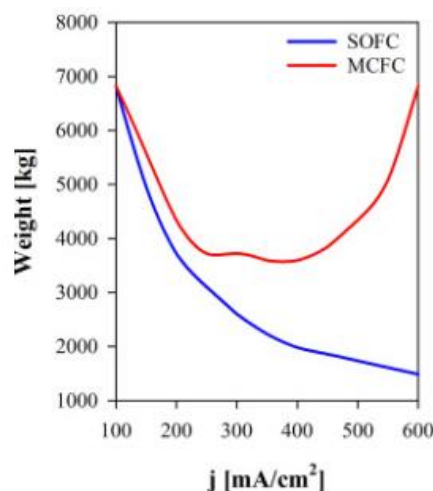
O sistema SOFC-Turbofan de Seyam et al. (2021 b) obteve uma potência líquida da SOFC constante, equivalente a 944,4 kW. Com a combinação de combustível (75% metanol e 25% hidrogênio), a potência total máxima foi de 48 MW (7,3 MW de potência líquida da turbina a gás, 39,8 MW de energia de empuxo e 0,94 MW do sistema SOFC), o que é 1,5% maior em relação ao uso de querosene (Seyam et al., 2021 b).

Consumo do sistema Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC: Para Seyam et al. (2021 b), sistema Turbofan-SOFC, combustível querosene produz CO₂ de 18,5 kg/s e emite essa quantidade para a atmosfera. Essa quantidade pode ser diminuída em 54% usando F1, 65% usando F2 e cerca de 73% usando F3, F4 e F5, chegando a 4,9 kg/s sem usar o sistema SOFC. O sistema SOFC reduz a emissão de CO₂ em cerca de 3,5% para todas as misturas alternativas de combustível. A produção e exaustão mínimas de CO₂ podem ser alcançadas usando F3 e F4, chegando a 4,75 kg/s. Esses combustíveis são combustíveis à base de etanol e éter dimetílico, uma vez que possuem fórmulas químicas e peso molecular semelhantes. O consumo de combustível específico de empuxo (TSFC) para combustíveis alternativos varia de 88,9 kg/(h.kN) a 130,6 kg/(h.kN), sendo inferior ao do querosene, que possui um consumo de 139,9 kg/(h.kN) (Seyam et al., 2021 b).

O consumo de combustível específico de empuxo (TSFC) encontrado por Seyam et al. (2021 a) é de 0,039 kg/(s.kN) para motores Turbofan de base 0,015 kg/(s.kN) para o Turbofan- SOFC e 0,018 kg/(s.kN) para Turbofan- MCFC, respectivamente. Além disso, as melhorias no consumo de combustível específico do motor foram 20% menos sensíveis para uma aeronave movida a hidrogênio do que para uma aeronave movida a querosene. Pode-se observar que os sistemas propostos aumentaram a eficiência de combustível em 4 a 8%, e que o desempenho geral aumentou em 6 a 15% em comparação com o motor de linha de base (Seyam et al., 2021 a).

Peso do Sistema Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC: O peso do motor Turbofan utilizado por Seyam et al. (2021 a) aumenta em 18% usando a SOFC e em 40% usando a MCFC. Assim, o peso do Turbofan é de cerca de 6.000 kg (58,9 kN), o peso do SOFC e do MCFC são 17 kN e 42,5 kN. O aumento no peso total do motor diminui a relação empuxo-peso (T/W) de 2,61 para o Turbofan base para 1,53 para o Turbofan-SOFC e 1,06 para o Turbofan-MCFC. A adição de uma célula a combustível aumenta o peso do motor, mas também melhora o desempenho do sistema e reduz as emissões. Além disso, ao aumentar a densidade de corrente das células a combustível, a eficiência elétrica para ambas as células a combustível diminui, mas o peso do MCFC aumenta e o peso do SOFC diminui, como mostrado na Figura 16 (Seyam et al., 2021 a).

Figura 16: Gráfico peso da célula a combustível por densidade de corrente (Seyam et al., 2021 a).



Empuxo do sistema Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC: O estudo de Seyam et al. (2021 b) observou que a força de empuxo aumenta devido à redução do consumo de combustível da célula a combustível durante a situação de cruzeiro, mas a velocidade de exaustão depende significativamente da vazão mássica de ar de entrada mais do que as características da célula a combustível (Seyam et al., 2021 b).

Para o sistema Turbofan-SOFC a razão de pressão de entrada na saída é maior para ambos os bicos, o que significa que a força de empuxo conta tanto para a velocidade quanto para a diferença de pressão entre o ar de entrada e de saída, sendo a energia máxima de empuxo de 39,8 MW para F3 (60% etanol e 40% hidrogênio), e energia mínima de 37,8 MW para F1 (75% gás natural e 25% hidrogênio) (Seyam et al., 2021 b).

Pode-se observar que a força de empuxo do sistema Turbofan-SOFC, no bocal da turbina não muda devido à taxa de fluxo de massa de ar constante e às condições do compressor. A força de empuxo a quente atinge um valor máximo de 91,1 kN para F2 e um valor mínimo de 83,4 kN para F1, e para o querosene é de 83,7 kN. Assim, a força de empuxo total máxima foi obtida por F2 (75% metanol e 25% hidrogênio) de 160 kN com um alto TSFC (consumo específico de combustível de empuxo) de 130 kg/(h.kN). Também pode-se observar que a força de empuxo, usando o combustível F1 (75% gás natural e 25% hidrogênio) aumenta de 152,5 kN para 156,5 kN ao variar a pressão de combustão de 1900 kPa para 2500 kPa (Seyam et al., 2021 b).

O valor encontrado por Seyam et al. (2021 a) para a força de empuxo máxima é de 153 kN para o Turbofan de base, usando como combustível o querosene devido à maior velocidade e pressão de saída a quente. As forças de empuxo dos Turbofans SOFC e MCFC são 116 kN e 107 kN, respectivamente, que influenciam principalmente nos resultados obtidos pela potência líquida para os três sistemas. A força de empuxo devido à turbina é cerca de 40% do empuxo total usando células a combustível e 50% do empuxo total para o Turbofan de base (Seyam et al., 2021 a).

6. Avaliação termodinâmica: eficiência energética, exergética, térmica e elétrica

6.1 Resultado de eficiências para o sistema HPS

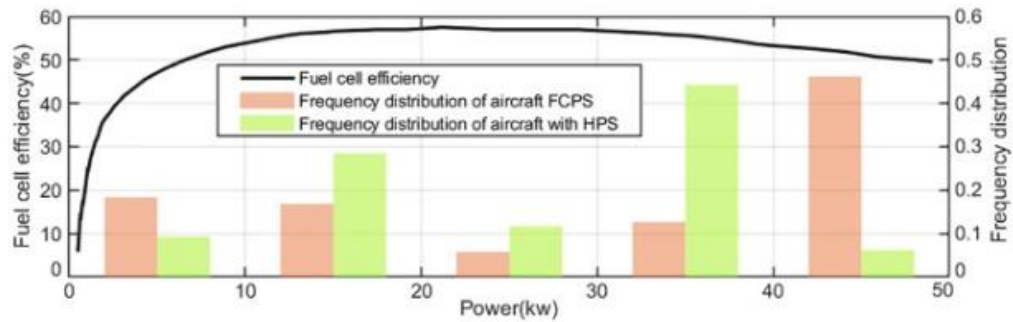
O estudo de Li et al. (2021) mediu a eficácia da configuração do seu sistema de propulsão híbrido (HPS) desenvolvido e do algoritmo de distribuição de energia através de uma viagem de simulação de 10 minutos, que incluiu subida, cruzeiro e descida em três condições de trabalho diferentes nessa parte.

O uso de sistema de propulsão híbrido (HPS) aumenta a eficiência da aeronave. Os resultados da distribuição do nível de potência obtido são analisados com a eficiência da célula a combustível para quantificar a influência (Li et al., 2021).

Com a configuração do sistema de propulsão híbrido (HPS) e a estratégia de distribuição de energia, quando comparados ao sistema FCPS, como mostrado na Figura 17, os pontos de trabalho da célula a combustível distribuídos na área de alta potência são reduzidos de 46% para 6%, enquanto os da zona médio-alta são melhorados de 13% para 44%, também pode-se observar nas zonas de saída de baixa potência (10kW ~ 20kW) a eficiência da célula a combustível é extremamente baixa (entre 10% e 30%). Assim, a célula a combustível no HPS pode sempre trabalhar em áreas de alta eficiência, e a proporção de estado de trabalho médio-baixo e médio é melhorada de 17% e 6% a 28% e 12%, respectivamente. (Li et al., 2021).

Pode-se concluir que a célula a combustível possui eficiência relativamente alta na zona de potência de saída média, enquanto relativamente baixa na zona de potência de saída alta. Assim, pode-se observar que o uso da bateria pode alterar a área de trabalho do sistema de célula a combustível e melhorar efetivamente a eficiência da propulsão e o desempenho dinâmico do veículo (Li et al., 2021).

Figura 17: Gráfico de comparação da eficiência do FC sob diferentes condições do sistema de propulsão de aeronaves (Li et al., 2021).



6.2 Resultado da eficiência para o sistema HPP

A eficiência térmica do sistema HPP proposto por Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021) é uma medida de desempenho adimensional que usa energia térmica. É a razão entre a energia mecânica produzida pelo sistema e a energia térmica, que aumenta continuamente devido à baixa temperatura ambiente. Já a eficiência de propulsão é a razão entre a potência mecânica e a potência de propulsão, representando a perda causada pela diferença entre a velocidade de exaustão do motor e a velocidade de voo (Ji et al., 2020). Assim, a eficiência global é a produção de eficiência térmica e eficiência de propulsão, mostrando a relação entre a potência de propulsão e a energia química do combustível que entra no motor (Ji et al., 2020). A tabela 3 apresenta os valores da eficiência para esse sistema.

Para calcular os valores de temperatura, a perda de tensão, tensão real, corrente, potência e eficiência e outros parâmetros considerados no sistema e usado um algoritmo baseado no método concentrados, onde na primeira parte do código contém as informações de entrada do motor a jato sem turbina, incluindo sua razão de pressão, temperatura de saída do combustor, número de Mach de voo, altitude de voo entre outros. Após os cálculos de admissão e compressor, os parâmetros de saída das células de combustível são definidos. Misturador, reformador e cálculos SOFC começam. Então, para adquirir a tensão planejada, a densidade de corrente SOFC é definida. Na próxima etapa, a reforma não linear e as equações eletroquímicas juntamente com as equações térmicas da célula são resolvidas simultaneamente (Ji et al., 2021).

Tabela 3 - valores da eficiência para o sistema HPP (Ji et al., 2021).

Componente	Valor
Empuxo específico	2098,1 N/(kg. s ⁻¹)
Impulso específico	2871,2 s
Eficiência térmica	60,8%
Eficiência da célula a combustível	53,4%
Eficiência de propulsão	35,0%
Eficiência geral	21,3%
Eficiência do motor	97%
Consumo de combustível específico de empuxo (TSFC)	35,5 kN/g.s ⁻¹)
Potência <i>fan</i>	164,2 kW
Potência do compressor	415,5 kW
Energia da célula a combustível	605,5 kW
Potência de propulsão	2101,3 kW

No motor híbrido a jato SOFC proposto por Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021), o acréscimo da taxa de desvio aumenta a potência da célula de combustível. A maior parte do combustível é utilizado por células a combustível em vez do combustor, assim a eficiência térmica aumenta lentamente. A eficiência de propulsão aumenta com o aumento da razão de desvio. A razão é que a velocidade do bocal diminui com o aumento do fluxo de massa de ar do duto externo. A tendência crescente da eficiência de propulsão é a mesma do impulso específico. O acréscimo da eficiência de propulsão provoca principalmente o acréscimo do empuxo específico. Como a soma do fluxo de massa do duto interno e do duto externo aumenta, o empuxo específico aumenta. É significativo que a faixa do acréscimo de empuxo específico seja maior que a da potência SOFC (Ji et al., 2021).

Assim, quanto maior for a potência da célula a combustível, maior será a eficiência exergética do motor híbrido a jato SOFC à temperatura constante do combustor. Isso significa que a eficiência térmica do motor é alta até certo ponto. A eficiência de propulsão diminui lentamente com o aumento da razão de pressão da turbina porque a velocidade de exaustão do bocal aumenta. A eficiência térmica aumenta de 60,8% para 68,5% e a eficiência de propulsão diminui de 42,5% para 38,6%. A eficiência geral do motor é o produto da eficiência térmica e da eficiência de propulsão. Dessa forma, o produto não muda muito, o que aumenta de 25,8% para 26,5% (Ji et al., 2021).

6.3 Eficiência térmica e exergética para o sistema Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC

A análise termodinâmica é regida pela primeira e segunda lei da termodinâmica e compara o sistema desenvolvido com o caso ideal. Os softwares utilizados para as análises são o EES (Engineering Equation solver) e o software Aspen-Plus devido às suas propriedades termodinâmicas confiáveis, bem como aos métodos de cálculo (Seyam et al, 2021 a).

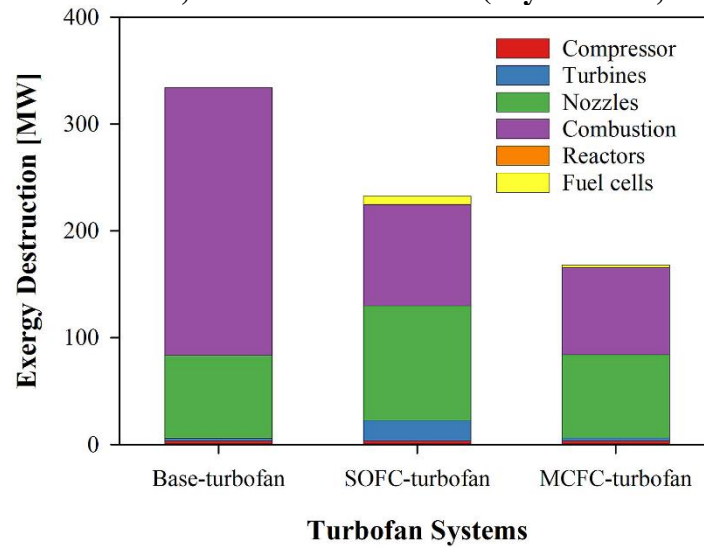
O estudo de Seyam et al. (2021 a) obteve os seguintes resultados para a eficiência térmica e exergética: 43,4% e 52% para o Turbofan base, 52,8% e 66,2% para o Turbofan SOFC e 71% e 87,6% para o Turbofan MCFC.

O motor turbofan é modelado utilizando o Aspen Plus considerando as especificações do turbofan Rolls-Royce Trent 1000. A equação de estado é escolhida para ser Soave-Redlick-Kwong (SRK) para propriedades termodinâmicas porque é a equação mais amplamente aceita para processos químicos modernos e recomendada para mistura de gases e eletrólitos (como eletrólito de carbonato) em condições de alta temperatura e pressão. (Seyam et al., 2021 a)

O calor das reações químicas é de 2928 kW para o SOFC e 4003 kW para o MCFC, levando a maiores eficiências térmicas e exergéticas para o MCFC do que o SOFC. (Seyam et al., 2021 a)

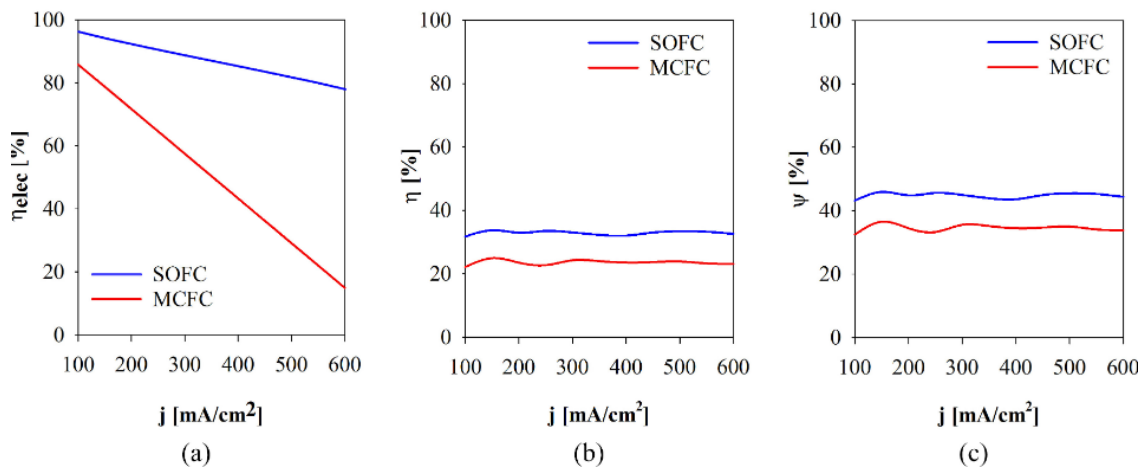
Além disso, a taxa total de destruição de exergia é de 334 MW para o Turbofan base, 233 MW para o Turbofan SOFC e 168 MW para o Turbofan MCFC. A combustão e os bocais são os principais contribuintes para a destruição total de exergia devido às reações químicas e à grande diferença de temperatura em comparação com as condições padrão. Isso reflete a eficiência energética e exergética dos sistemas, como mostrado na figura 18 (Seyam et al., 2021 a).

Figura 18: Destruição exérgica dos componentes em motores turbofan- base, Turbofan-SOFC, e Turbofan- MCFC (Seyam et al., 2021 a).



O aumento da densidade de corrente (com valor inicial de 100 mA/cm^2 e o valor final de 600 mA/cm^2) do SOFC e do MCFC diminui a eficiência elétrica de 96% para 82% e de 86% para 18%, respectivamente. A eficiência térmica do SOFC e do MCFC permanece quase constante ao longo do aumento da densidade de corrente, que é de cerca de 36% e 26%, respectivamente. Ademais, as eficiências exérgicas do SOFC e do MCFC são cerca de 45% e 35%, respectivamente (Seyam et al., 2021 a). Pode-se observar esse resultado na Figura 19.

Figura 19: Relação entre a densidade de corrente das células a combustível e a eficiência elétrica (η) (a), a eficiência térmica (η) (b), e a eficiência exérgica (Ψ) (c) por (Seyam et al. 2021 a)



O estudo realizado por Seyam et al. (2021 b), posteriormente obteve resultados diferentes, como o desempenho do seu sistema Turbofan-SOFC usando diferentes combinações de combustível, através de análise das eficiências energéticas e exérgicas e como são afetadas pela variação das condições. Com o aumento da pressão de combustão de 1900 kPa para 2500 kPa, obteve um aumento das eficiências térmicas e energéticas de 43,6% para 44,2% e 40,6% para 41,5% respectivamente. Nas condições de cruzeiro, a eficiência térmica foi de 43,4% e a eficiência exérgica de 52%. Usando o combustível F1 (75% gás natural e 25% hidrogênio), que atinge o máximo desempenho, com um calor de 2928 kW, atinge uma eficiência térmica e exérgica de 32,3% e 43,9% (Seyam et al., 2021 b).

Portanto, a eficiência máxima obtida por Seyam et al. (2021 b) usando o sistema Turbofan-SOFC com a combinação de combustível F3 (60% etanol e 40% hidrogênio) e com o calor de 3959

kW foi: eficiências térmicas e exergéticas de 48,1% e 54,4%. O uso de querosene reduziu a eficiência térmica para 43,4%, mas a eficiência exergética é de cerca de 52% e é o terceiro valor mais alto (Seyam et al., 2021 b).

7. Diagramas de pressão-volume e temperatura-entropia para o motor híbrido a jato SOFC ou sistema HPP

Algumas considerações são feitas para analisar o desempenho termodinâmico do motor híbrido proposto por Ji et al. (2020) e Ji et al. (2021): 1) o motor híbrido é simulado para operação em regime permanente; 2) os fluidos de trabalho gasosos são considerados gases ideais; 3) o ar contém 21% de oxigênio e 79% de nitrogênio; 4) a temperatura de trabalho da célula a combustível é considerada como a temperatura de saída da célula a combustível; 5) todos os componentes são adiabáticos; 6) o combustível é considerado propano (C_3H_8); 7) a reação de reforma é suposto estado de equilíbrio. A temperatura de reforma é considerada como a temperatura de saída do reformador (Ji et al., 2021).

Para o motor Turbofan da Figura 20, o estado 2-3 é o processo comprimido, o estado 3-4 é o processo exotérmico, o estado 4-5 é o processo de expansão da turbina, o estado 5-6 é o processo de mistura do ar do duto interno e do ar do duto externo, o estado 6-7 é o processo exotérmico no pós-combustor, e o estado 7-8 é o processo de expansão (Ji et al., 2021).

Para o motor híbrido a jato SOFC na Figura 21, o estado 2-3 é o processo comprimido de forma semelhante; diferentemente, o estado 3-4 é o processo de reação eletroquímica, o estado 4-5 é o processo exotérmico, o estado 5-6 é o processo de mistura do ar do duto externo e da exaustão do duto interno, o estado 6-7 é o processo exotérmico no primeiro pós-combustor, o estado 7-8 é o processo de expansão no bocal, o estado 8-9 é o processo exotérmico no segundo pós-combustor, e o estado 9-10 é o processo de expansão no bocal (Ji et al., 2021).

No motor híbrido a jato SOFC (Ji et al., 2020; Ji et al., 2021), parte da energia do combustível é produzida primeiro por reação eletroquímica. Em outras palavras, alguma energia química do combustível é diretamente convertida em trabalho útil. O restante da energia do combustível é utilizado pela reação de combustão. No entanto, toda a energia do combustível é utilizada pela reação de combustão para o motor Turbofan tradicional (Ji et al., 2021). Finalmente, os resultados obtidos através da análise de Ji et al. (2021) às eficiências termodinâmicas são: a eficiência térmica de 60,8%, a eficiência da célula de combustível de 53,4%, a eficiência de propulsão de 35,0% e a eficiência geral de 21,3%.

Figura 20: Gráfico P X V e T X S para um motor Turbofan (Ji et al. 2021)

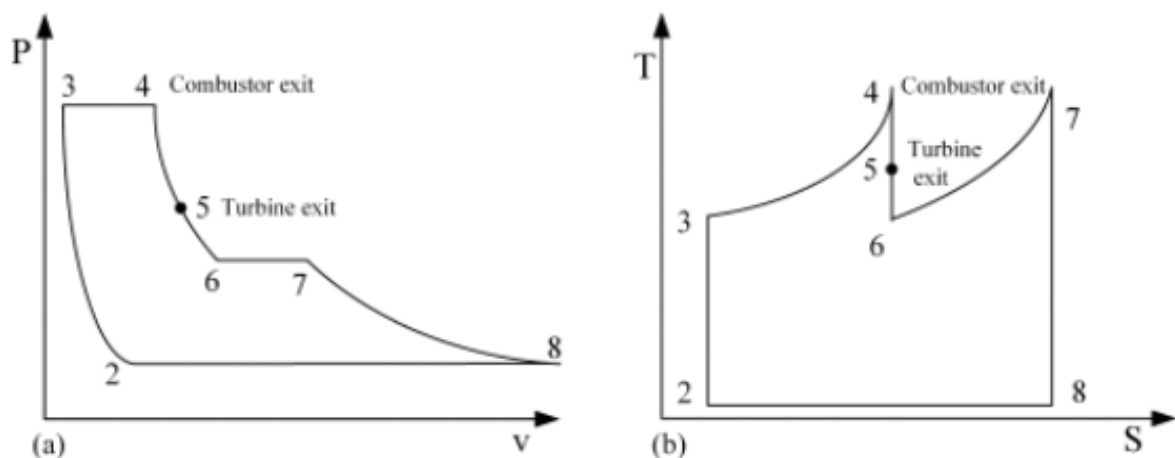
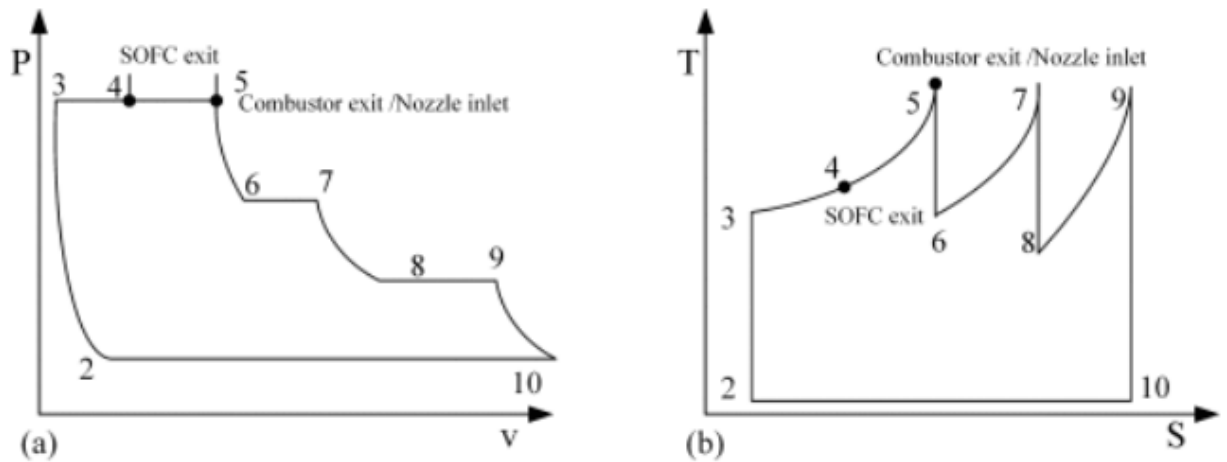


Figura 21: Gráfico P x V e T x S para motor híbrido a jato SOFC (Ji et al. 2021)



8. Gerenciamento de energia

8.1 Sistema HPS

Para garantir a segurança e estabilidade da operação de aeronaves elétricas, Li et al. (2021) garantiram que os requisitos de potência do motor devem ser razoavelmente distribuídos à célula a combustível e ao sistema de bateria em tempo real. A demanda de energia da aeronave sempre atinge o pico em condições de trabalho em subida, porque o motor da aeronave precisa fornecer empuxo total para acelerar a aeronave e, assim, fornecer força de elevação suficiente para a aeronave subir.

Para verificar o desempenho dinâmico e o fornecimento de energia, foi projetada uma condição de trabalho ascendente para testar o algoritmo de distribuição de energia proposto, um modelo baseado no espaço de estados do sistema de propulsão híbridos já estabelecido. O algoritmo de distribuição de energia adaptável garante o equilíbrio entre oferta e demanda de energia da aeronave. Para a operação do algoritmo há as seguintes características: a corrente do sistema célula a combustível é selecionada como variável de controle, e a bateria é considerada um dispositivo passivo. O objetivo da estratégia de gerenciamento de energia é regular a corrente da célula a combustível para satisfazer os requisitos de energia da aeronave e manter o nível de estado de carga (SoC) da bateria. Assim, o sistema de propulsão híbrido, o algoritmo de distribuição de energia desenvolvido e o atraso da saída de energia se reduzem em 57,3% em relação ao HPS (sistema de propulsão híbrido) convencional, o que indica que o desempenho dinâmico do sistema de propulsão de aeronaves é melhorado significativamente, assim como a altura e a velocidade (Li et al., 2021).

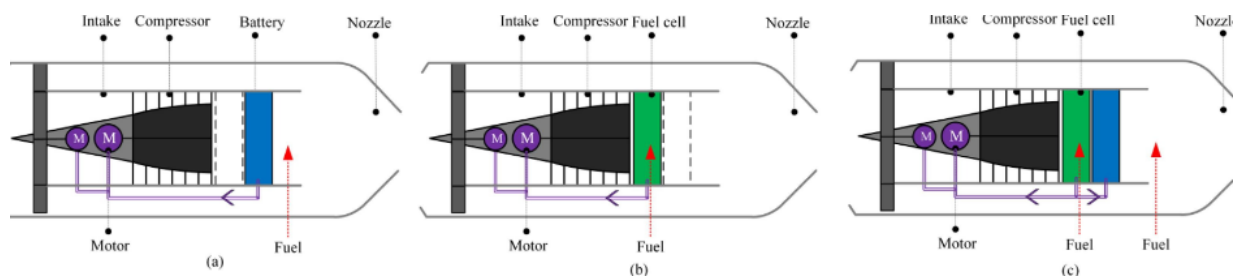
A configuração do sistema de propulsão híbrido desenvolvido, a estratégia de distribuição de energia e o requisito de energia da aeronave podem ser satisfeitos dinamicamente e, assim, a altura e a velocidade reais da aeronave podem seguir o sinal de referência em tempo real. No experimento realizado por Li et al. (2021), o atraso de seguimento da trajetória da aeronave pode ser reduzido de 2,3 s para 0,36 s após a utilização do sistema de propulsão híbrido.

Com o HESS (Sistema Híbrido de Armazenamento de Energia), a maioria dos pontos de trabalho de alta potência são transferidos para a área de trabalho de média-alta potência, o que indica que o sistema célula a combustível está efetivamente protegido. Além disso, para sustentar o nível do estado de carga da bateria, a célula a combustível é controlada para carregar a bateria quando a necessidade de energia da aeronave é relativamente baixa (Li et al., 2021).

8.2 Sistema HPP

As estratégias de gerenciamento de energia em diferentes segmentos de voo que se podem observar são: sob o segmento de decolagem, algum combustível é injetado no pós-combustor, conforme mostrado na Figura 22 (a). O sistema HPP opera nas condições de empuxo máximo. O empuxo, a potência do compressor e a potência do *fan* no sistema atingem os máximos, respectivamente. Para os segmentos de subida, cruzeiro, descida e terra, o SOFC fornece energia aos motores em vez da bateria Figura 22 (b), e para o segmento decolagem (empuxo máximo) a bateria fornece energia para os motores. Em condições de cruzeiro, a potência extra pode ser produzida pelas células a combustível, que podem carregar a bateria ou fornecer energia para os equipamentos de bordo, conforme mostrado na Figura 22 (c). As condições de trabalho do compressor, do *fan* e do soprador mudam nos diferentes estágios de voo. Isso pode ser conseguido ajustando a velocidade de rotação dos motores. À medida que a velocidade de rotação muda, as taxas de pressão e as taxas de fluxo de massa do compressor e da turbina também se alteram (Ji et al., 2020).

Figura 22: Gerenciamento de energia para o sistema HPP (Ji et al., 2020).



8.3 Sistema de gerenciamento de energia PMCD

Foi desenvolvida por Hoenicke et al. (2021) uma conexão de gerenciamento de energia aprimorada e não regulamentada chamada módulo *Power Management Control and Delivery* – Controle e Entrega de Gerenciamento de Energia (PMCD) –, um novo módulo de controle de potência mais fácil de controlar do que um sistema com conversores DC/DC, mais flexível e eficiente do que um híbrido direto. O funcionamento do módulo de gerenciamento de energia desenvolvido é descrito a seguir. As baterias e células a combustível geram corrente contínua (CC), enquanto os motores modernos geralmente precisam de corrente alternada (CA). Um inversor é usado para acoplar um motor CA ao barramento CC de alta tensão. As fontes e a carga são conectadas pelo módulo PMCD, cuja principal tarefa é conectar as fontes à carga e controlar o fluxo de energia e os níveis de tensão em todas as fases do voo para sempre corresponder à potência gerada e necessária. A arquitetura do PMCD permite a seleção dos diferentes modos de operação: modo célula a combustível, modo híbrido, modo bateria e modo de carregamento passivo e ativo da bateria. Os modos podem ser escolhidos de acordo com a demanda de energia e conectar os diferentes componentes individualmente ao barramento de alta tensão, permitindo assim um sistema flexível e seguro. O PMCD também permite carregar a bateria durante os voos de forma passiva ou ativa, dependendo do nível de tensão disponível. Se a tensão da célula a combustível for menor que a tensão da bateria, o carregamento é feito através de um DC/DC integrado. Se a voltagem da célula a combustível for maior que a voltagem da bateria, o DC/DC é desviado para carregar a bateria passivamente. A eficiência do módulo PMCD, em todos os modos durante o voo, é superior a 98%. No entanto, a eficiência do módulo está acima de 98%, e, no modo cruzeiro, que normalmente é o modo mais longo durante um voo, a eficiência chega a 99% (Hoenicke et al., 2021).

9. Desafios e Desenvolvimentos Operacionais

9.1 Sistema de gerenciamento térmico

É conhecido que sistemas operando com células a combustível SOFC são operados em altas temperaturas. Sendo assim, a resposta às mudanças de carga é um desafio, e a hibridização para balanceamento de carga geralmente é necessária (Gong & Verstraete, 2017).

Os sistemas de gerenciamento térmico são necessários para afastar o calor nos componentes do sistema de propulsão devido às ineficiências do sistema. Manter a temperatura de operação correta nos componentes elétricos (bateria, conversor, motor/gerador *etc.*) garante um desempenho otimizado e evita os problemas de calor descontrolado. Por outro lado, a inclusão de componentes do sistema de gerenciamento térmico afeta o peso da aeronave e causa arrasto parasita, afetando o desempenho geral da aeronave para pior. Entre os componentes típicos desejados no sistema de gerenciamento térmico, estão o trocador de calor, a bomba de refrigerante, um reservatório de refrigerante e o sistema de tubulação. Os dissipadores de calor apropriados para o sistema de gerenciamento térmico são o combustível, a derivação das turbinas são ar e refrigerantes, e os projetos do trocador de calor variam como resfriador de óleo combustível e resfriador de óleo a ar (Sahoo et al., 2020).

Um estudo realizado no projeto do sistema de gerenciamento térmico para aplicação do sistema de propulsão elétrica indica que o peso pode ser até 5% do peso total do sistema elétrico, mesmo para um baixo nível de energia elétrica, e impor uma penalidade de eficiência na faixa de 3% de perda de empuxo (Sahoo et al., 2020).

Quanto à tecnologia SOFC, é necessário um investimento significativo em pesquisa para melhorar a confiabilidade e a eficiência do soprador de reciclagem a quente e do reformador a vapor para atingir todo o potencial nele. As células a combustível alimentadas a hidrogênio são restritas para aplicações de maior potência devido à baixa energia específica e a baixa potência específica, técnicas de gerenciamento térmico (Sahoo et al., 2020).

9.2 Armazenamento de energia

O armazenamento de energia é um componente crítico para a aplicação de aeronaves elétricas/híbridas devido ao seu domínio na determinação do alcance da aeronave e do número de passageiros (Sahoo et al., 2020).

Embora um progresso considerável, tanto na tecnologia de células a combustível quanto no armazenamento de hidrogênio – que resultou em plataformas de demonstração com tempo de voo impressionante, em torno de 48h (Ion Tiger, 2013) –, são necessários mais esforços para fazer a transição de demonstradores para veículos operacionais robustos (Gong & Verstraete, 2017).

O uso do hidrogênio no setor de aviação foi estudado por Verstraete (2013), onde afirma que devido volume para armazenar o hidrogênio líquido (LH₂) em tanques na frente e atrás da cabine, na fuselagem, com um aumento de 7 m no comprimento, que reduz o volume do porão de carga, e tem uma capacidade de carga útil máxima menor, isso significa uma redução de 30% no peso bruto de decolagem e 3% nos custos operacionais diretos. Ou seja para uma asa menor, e uma fuselagem maior da aeronave movida a hidrogênio, o hidrogênio tem potencial de reduzir a utilização de energia por aeronaves de transporte de longo alcance em aproximadamente 11%, que é compensada pelo menor peso do combustível do bloco e pela redução da área de asas e da envergadura, apesar da redução na eficiência aerodinâmica. Assim foi observado que o tamanho da asa não é restrito por sua capacidade de armazenamento de combustível (hidrogênio). E além disso, aeronaves movidas a hidrogênio são mais propícias a uma redução do peso vazio operacional no futuro (Verstraete, 2013).

No entanto, armazenar ou gerar hidrogênio com eficiência continua sendo um desafio significativo no espaço de projeto de aeronaves com restrições de peso e volume. O gás hidrogênio

tem uma densidade de apenas $0,089 \text{ kg/m}^3$ à temperatura e pressão padrão, e essa baixa densidade significa que métodos alternativos são necessários para transportar hidrogênio suficiente de maneira volumetricamente eficiente. Três principais mecanismos de armazenamento, que são gás hidrogênio comprimido, hidrogênio líquido e geração química de hidrogênio, são usados atualmente em VANT para fornecer hidrogênio (Gong & Verstraete, 2017).

Pode-se observar que o borano de amônia e o borohidreto de sódio são os principais exemplos de geração de hidrogênio, tecnologias com regeneração *off-board* que foram aplicadas com sucesso em VANTs. O uso generalizado dessas tecnologias provavelmente será complicado devido às tecnologias de energia e processamento necessárias para a reconstituição dos materiais e tanques/geradores. Afinal, um dos principais desafios técnicos e operacionais para os VANTs movidos a células a combustível é a disponibilidade do combustível e da infraestrutura necessários no ponto de uso (Gong & Verstraete, 2017).

Apesar de os esforços da Boeing mostrarem que uma estação de reabastecimento de hidrogênio líquido é possível, isso provavelmente não é viável com a regeneração fora de bordo devido ao tratamento químico necessário. Para o hidrogênio líquido, a necessidade de energia adicional para liquefação e a necessidade de nitrogênio líquido tornarão o reabastecimento no local um desafio; porém a dificuldade adicional oferecida pelo armazenamento líquido em relação ao armazenamento gasoso comprimido pode aliviar um pouco a necessidade de uso remoto (Gong & Verstraete, 2017).

Além dos desafios da legislação, o uso generalizado de VANTs movidos a célula a combustível é, portanto, limitado pela disponibilidade de hidrogênio na pureza necessária (ou seja, 99,99%+) para a célula PEMFC no ponto de uso, normalmente remoto e sem qualquer conexão de rede disponível. Um dos principais desafios técnicos é, portanto, a disponibilidade de combustível de hidrogênio no local para abastecer VANTs movido a célula a combustível PEMFC, onde o hidrogênio precisa ser produzido de maneira ecologicamente correta (Troncoso et al., 2014).

Para resolver o problema de armazenamento de hidrogênio, os PEMFCs são frequentemente combinados com reformadores, que fornecem hidrogênio para produzir energia de saída. Quando PEMFCs são combinados com reformadores de vapor de metanol, se a energia de entrada de metanol aquoso for fixa, uma maior potência líquida de saída dos PEMFCs implica uma maior eficiência energética. O estudo realizado por Perng & Wu (2022). instala separadamente um bocal e um difusor na entrada e na saída de um reformador de vapor de metanol por extrusão de gases reativos na camada de catalisador integrado com gases reativos retardadores para promover a conversão de metanol e a saída de hidrogênio. Este inovador reformador de vapor de metanol aumenta a potência líquida de saída dos PEMFCs e, em seguida, aumenta a eficiência energética das fontes de energia (Perng & Wu, 2022).

Ou seja, é necessário mais trabalho para avaliar a flexibilidade dos tanques de hidrogênio líquido em relação ao uso em várias missões e às condições ambientais. É necessário um compromisso entre flexibilidade/capacidade da missão, temperatura de inflexão e peso do tanque (Gong & Verstraete, 2017).

Assim, pode-se observar que o armazenamento de hidrogênio é uma das principais barreiras técnicas para propagação do uso de VANTs movidos a células a combustível. No entanto, um progresso considerável foi feito, e uma série de tecnologias de armazenamento foram testadas em voo. As demonstrações incluíram armazenamento de gás hidrogênio comprimido, hidrogênio líquido criogênico e vários armazenamentos químicos como borohidreto de sódio, borano de amônia e ácido fórmico. Tecnologias de tanques que fornecem uma energia específica próxima a 1000 Wh/kg estão surgindo (Gong & Verstraete, 2017).

9.3 Resposta dinâmica da célula a combustível

O sistema de propulsão de célula a combustível é limitado pela característica de resposta dinâmica lenta. O nível de saída de potência da célula a combustível não pode ser melhorado instantaneamente. A saída de potência de pico transiente e a carga de mudança rápida podem afetar a longevidade da célula a combustível ou até mesmo influenciar o desempenho dinâmico da aeronave (Li et al., 2021).

O sistema de propulsão híbrido mitiga a pressão de trabalho do sistema célula a combustível significativamente. O atraso de seguimento da trajetória da aeronave pode ser limitado em 0,36 s após o uso do sistema de propulsão híbrido (Li et al., 2021).

Quando a energia muda de forma drástica, a resposta dinâmica lenta da célula a combustível pode levar a sérios problemas de estabilidade do sistema (Li et al., 2021).

9.4 Gerenciamento de energia

Apesar dos estudos sobre gerenciamento de energia terem sido realizados, são necessárias análise e comparação mais extensas das diferentes estratégias. Por exemplo: com sistemas de gerenciamento de energia ativos, em que o equilíbrio de carga é controlado ativamente, o sistema híbrido pode ser controlado para fornecer rapidamente a capacidade máxima de empuxo e, em seguida, mudar para minimizar o consumo de hidrogênio quando a fonte de energia secundária é recarregada (Ji et al., 2020). Esses benefícios podem ser fornecidos por meio de técnicas como controle inteligente de potência ou nivelamento de carga. O desafio é atender a esses requisitos e, ao mesmo tempo, maximizar a vida útil da célula de combustível e do sistema híbrido associado (Gong & Verstraete, 2017).

Os sistemas de gerenciamento de energia ativos e passivos foram investigados, e foi demonstrado que a hibridização pode permitir uma resposta transitória mais rápida e proteger a célula de combustível contra danos (Gong & Verstraete, 2017).

9.5 Impacto de pressão operacional (altitude)

Embora se saiba que uma redução na pressão operacional pode degradar severamente o desempenho da célula a combustível, apenas dados limitados foram publicados sobre os efeitos da baixa pressão operacional, e há controvérsia sobre a causa da degradação do desempenho. Uma perda de potência variando de 15 a 35% a uma altitude de 1.500 m (84,5 kPa) é relatada, enquanto uma redução na potência de mais de 60% é encontrada em altitudes (de voo) de 10,3 km (25,3 kPa) (Gong & Verstraete, 2017).

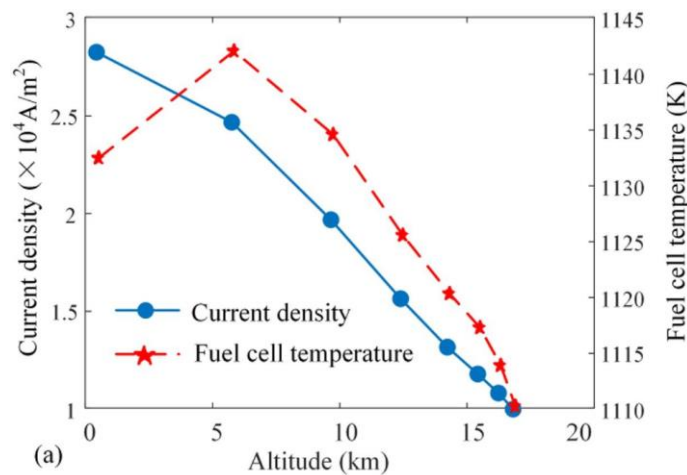
Foi observado por Ji et al. (2020) que a característica de altitude do sistema HPP (híbrido de propulsão e potência) varia de 7 a 25 km, com um número de Mach constante de 0,5. Com o aumento da altitude, o empuxo específico muda lentamente. Primeiro diminui e depois aumenta. No entanto, o empuxo diminui continuamente devido à redução da densidade do ar, o que leva ao declínio do fluxo de massa de ar. O empuxo diminui de 25,4 kN para 1,63 kN. O consumo de combustível específico de empuxo diminui primeiro e depois aumenta à medida que a altitude aumenta. O empuxo específico e o consumo de combustível específico de empuxo mudam em uma faixa estreita, revelando que a altitude afeta ligeiramente o desempenho do ciclo térmico baseado no sistema HPP. Entretanto, afeta seriamente o fluxo de massa de ar.

O envelope de voo (número de Mach e altitude) da aeronave projetada é limitado pelo equilíbrio empuxo/arrasto e temperatura de operação da célula de combustível. Como mostrado na Figura 23, com o aumento da altitude, a temperatura da SOFC aumenta e depois diminui, e a densidade de corrente sempre diminui, devido à baixa pressão de operação da SOFC. Foi obtido um resultado na qual a aeronave pode cruzar 7,98 h a uma altitude de 29 km, mas o bocal foi destruído por uma alta temperatura de entrada de 2.288 K (Ji et al., 2020)

Assim, a taxa de empuxo e consumo de combustível mudará em grande medida com a mudança da altitude, sendo o pico do envelope de voo determinado pelo equilíbrio de empuxo e a densidade do ar pequena na altitude elevada, portanto o sistema HPP não consegue produzir empuxo suficiente para equilibrar a aeronave. A altitude operacional mais alta é de cerca de 27,5 km com um número de Mach operacional máximo de 1,8 (Ji et al., 2020).

Para altitudes maiores, a voltagem da célula diminui, fazendo com que a divisão de energia de um híbrido de célula a combustível/bateria mude à medida que o VANT sobe para altitudes mais altas, ou seja, são necessários estudos mais detalhados, pois pode haver uma perda considerável na capacidade de energia ou no risco de descarga excessiva da bateria (Gong & Verstraete, 2017).

Figura 23: Relação entre a densidade de corrente da célula e a temperatura da célula a combustível e a altitude (Ji et al., 2020).



9.6 Robustez operacional/Segurança

A propulsão elétrica apresenta desafios novos e desconhecidos para projetistas de aviões e engenheiros de segurança, mas também oportunidades interessantes para eliminar riscos conhecidos (Brelje & Martins, 2019).

O desenvolvimento dos sistemas de gerenciamento de energia para híbridos de célula a combustível e bateria é parte essencial para garantir a funcionalidade e a segurança de tais sistemas. O novo módulo de controle foi desenvolvido por Hoenicke et al. (2021) para garantir altos critérios de segurança das aeronaves devido à sua redundância e a medidas adicionais de segurança. Inclui a possibilidade de carregar a bateria de forma passiva e ativa a partir da célula a combustível ou por recuperação durante o voo, reduzindo o tamanho necessário da bateria (Hoenicke et al., 2021).

O módulo PMCD possui vários componentes para garantir a segurança e a confiabilidade do voo, como proteção contra sobrecarga, proteção contra falhas de isolamento elétrico, sistema de refrigeração e transição de modos de operação. O módulo integra mais componentes do que um sistema híbrido direto convencional, não importando qual componente falhe no PMCD, pois cada caminho pode ser desconectado, e outro pode ser conectado e alimentar o motor (Hoenicke et al., 2021).

Para a utilização das células a combustível em sistema mais robusto, na qual ele possa operar em uma ampla gama de condições atmosféricas, são necessárias mais investigações sobre o impacto das condições ambientais (altitude, temperatura), variabilidade do vento e da carga na seleção e tamanho ideal do sistema de célula a combustível, pois as células a combustível para VANTs serão submetidas a extremos, sob uma ampla faixa de temperatura e umidade relativa, e a rejeição de calor residual sob essas condições é um desafio significativo para células a combustível refrigeradas a água. É ainda mais complicado para a célula a combustível refrigerada a ar, além da variabilidade de carga devido ao vento e à hidratação da membrana, sendo uma das principais barreiras para o

uso de células a combustível em produtos comerciais como fontes de energia para VANTs (Gong & Verstraete, 2017).

10. Considerações finais

O sistema híbrido integrado com células a combustível pode ser uma alternativa para aeronaves não tripuladas (VANTs), para atender às demandas de mercado, que definiram uma redução de poluentes emitidos pelas aeronaves, com metas ousadas de zerar a emissão de CO_2 até 2050.

Nos projetos apresentados por Seyam (2021) pode-se observar que os sistemas híbridos integrados com células a combustível, os sistemas Turbofan-SOFC e Turbofan-MCFC, obtiveram maiores eficiência térmica e exergética quando comparados ao Turbofan de base, em que o sistema Turbofan-MCFC obteve maiores eficiências – de 71% para eficiência térmica e de 87,6% para eficiência exergética. O sistema Turbofan-SOFC obteve melhores resultados para a potência, com uma potência líquida de 33 MW do sistema no primeiro estudo (2020) e de 48 MW no segundo estudo (2021) para uma combinação de combustível 75% metanol e 25% hidrogênio, melhores resultados para a força de empuxo, de 116 kN e a maior de redução de emissões de CO_2 de 18 kg/s para cerca de 3,7 kg/s, usando misturas de combustíveis alternativos. Além disso no estudo realizado em (2021) reduziu-se a emissão de CO_2 em cerca de 3,5% para todas as misturas alternativas de combustível propostas, sendo que a mistura de combustível com 60% de etanol e 40% de hidrogênio pode aumentar o desempenho em 5% e reduzir as emissões de carbono em 73% e atingir eficiência térmica de 46% e eficiência exergética de 56%

Foram encontrados por Ji et al. (2020), com sistema motor a jato integrado com a célula combustível SOFC, sem turbina na parte traseira do sistema, que é uma redução no peso do sistema, pois a potência gerada pela célula a combustível é o suficiente para alimentar o compressor e o *fan*. O sistema HPP obteve resultados interessantes, como uma aumento do trabalho útil, produzido pela reação química, quando comparado ao motor turbofan e além disso o sistema obteve um alcance e uma resistência das aeronaves de 10.421 km e 19,6 h, respectivamente, atendendo a todos os requisitos de potência e energia para todos os segmentos de voos.

Um dos principais desafios para o uso efetivo da célula a combustível é o gerenciamento de energia, no trabalho pode-se observar 2 estudos que apresentaram resultados interessantes em relação a esse desafio. Os estudos realizados por Li et al. (2021), nos quais o sistema HPS integrava um algoritmo de gerenciamento de energia (HESS), obteve uma melhora no ajuste de taxa de reação química, na qual teve uma redução de 2,3 s para 0,36 s, uma melhora no desempenho dinâmico da aeronave, na qual a célula a combustível foi protegida contra impactos de alta potência e mudanças rápidas de solicitação de energia, sendo a bateria utilizada como um filtro, pois quando a necessidade de energia da aeronave é extremamente alta, a bateria é usada para fornecer serviço auxiliar de energia, otimizando o trabalho do sistema de célula a combustível e melhorando a eficiência da aeronave. O módulo de conexão de gerenciamento de energia (PMCD) proposto por Hoenicke et al. (2021) obteve resultados importantes, com a redundância do sistema que alternava os modos de operação da aeronave de acordo as demandas de energias para diferentes segmentos de voo, garante uma alta segurança e confiabilidade para um sistema de propulsão híbrido.

É importante ressaltar que a maior parte dos trabalhos abordados nesta revisão são de simulações, e a validação experimental e o desenvolvimento de ensaios de protótipos ainda é uma área pouco explorada.

Assim, de maneira geral, pode-se concluir que apesar dos desafios para o uso de células a combustível em aeronaves, muito progresso foi alçado nos dias atuais, e seu uso em aeronaves não tripuladas com sistema de propulsão híbrido são uma opção para a redução de emissão de CO_2 e uma melhora no alcance e tempo de voo.

Referências

- ATAG (Setembro,2020). *The Air transport Action Group*. Retrieved August 16, 2022 from <https://www.atag.org/component/factfigures/?Itemid>
- Bowman, C. L., Marien T. V., & Felder, J. L. (2018). *Turbo and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion for Commercial Transport*. AIAA 2018-4984. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. July 2018.
- Bradley T. H., Moffitt, B. A., Mavris D., & Parekh, D. E. (2009). Applications: transportation: aviation: fuel cells. In Garche, J. (Ed.), *Encyclopedia of electrochemical power sources*. Elsevier
- Brelje, B. J., & Martins, J. R. (2019). Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104, 1-19. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.
- Buschow, K. H. Jürgen (ed.). (2011). *Encyclopedia of materials: science and technology*. Elsevier.
- Gong, A., & Verstraete, D. (2017). Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, 21311-21333. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.06.148>
- Hoenicke, P., Ghosh, D., Muhandes, A., Bhattacharya, S., Bauer, C., Kallo, J., & Willich, C. (2021). Power management control and delivery module for a hybrid electric aircraft using fuel cell and battery. *Energy Conversion and Management*, 244, Article 114445. <https://doi.org/10.1016/J.ENCONMAN.2021.114445>
- Ji, Z., Rokni, M. M., Qin, J., Zhang, S., & Dong, P. (2020). Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on aircraft. *Energy Conversion and Management*, 225, Article 113393. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.113393>
- Ji, Zhixing & Qin, Jiang & Cheng, Kunlin & Zhang, Silong & Dong, Peng. (2021). Performance assessment of a solid oxide fuel cell turbine-less jet hybrid engine integrated with a fan and afterburners. *Aerospace Science and Technology*, 116, Article 106800. <http://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106800>
- Kousoulidou, M., & Lonza, L. (2016). Biocombustíveis na aviação: evolução da procura de combustível e das emissões de CO₂ na Europa até 2030. *Transp Res Parte D Transp Environ*, 46, 166-181. <http://dx.doi.org/10.1016/j.trd.2016.03.018>
- Lama, A. (2007). *Análise de desempenho de uma célula de combustível tipo PEM de 5 kw com reformador de gás natural e cogeração*. Tese de Doutorado, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- Li, S., Gu, C., Zhao, P., & Cheng, S. (2021). A novel hybrid propulsion system configuration and power distribution strategy for light electric aircraft. *Energy Conversion and Management*, 238, Article 114171. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.114171>
- Meng, Tao & Cui, Daan & Ji, Yulong & Cheng, Mojie & Tu, Baofeng & Lan, Ziliang. (2022). Optimization and efficiency analysis of methanol SOFC-PEMFC hybrid system. *International Journal of Hydrogen Energy*. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.06.102>.
- Meyer, Quentin et al. (2015). Optimisation of air cooled, open-cathode fuel cells: Current of lowest resistance and electro-thermal performance mapping. *Journal of Power Sources*, 291, 261-269.
- Office of Energy Efficiency & Renewable Energy. (n. d.). *Fuel Cell Systems*. Energy.gov. <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/fuel-cell-systems>.
- Perng, Shiang-Wuu, & Wu, Horng-Wen. (2022). Influence of inlet-nozzle and outlet-diffuser mounted in the plate-shape reactor on PEMFC net power output and methanol steam reforming performance. *Applied Energy*, 323, 119510.
- POURRAHMANI, Hossein et al. A review on the proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs) water/thermal management: From theory to the current challenges and real-time fault diagnosis methods. *Energy Reviews*, p. 100002, 2022.

- Pratt, Joseph W., Klebanoff, Leonard E., Munoz-Ramos, Karina, Akhil, Abbas A., Curgus, Dita B., Schenkman, Benjamin L. (2013). Proton exchange membrane fuel cells for electrical power generation on-board commercial airplanes. *Applied Energy*, 101(C), 776-796. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2012.08.003>
- Roth, B. A., & Giffin, R. G. (2010). Fuel Cell Hybrid Propulsion Challenges and Opportunities for Commercial Aviation. 46: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, United States. <https://doi.org/10.2514/6.2010-6537>
- Sahoo, S., Zhao, X., & Kyprianidis, K. (2020). A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace*, 7(4), 44. <https://doi.org/10.3390/aerospace7040044>
- Seyam, S., Dincer, I., & Agelin-Chaab, M. (2021). Investigation of Two Hybrid Aircraft Propulsion and Powering Systems Using Alternative Fuels. *Energy*, 232, Article 121037. <http://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121037>.
- Seyam, S., Dincer, I., & Agelin-Chaab, M. (2021). Novel hybrid aircraft propulsion systems using hydrogen, methane, methanol, ethanol and dimethyl ether as alternative fuels. *Energy Conversion and Management*, 238, Article 114172. <http://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.114172>
- Sharaf, Omar & Orhan, Mehmet. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 32, 810-853. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2014.01.012>.
- Singh, Uday Raj, Kaushik, A. Sai, Bhogilla, Satya Sekhar. (2022). A novel renewable energy storage system based on reversible SOFC, hydrogen storage, Rankine cycle and absorption refrigeration system. *Sustainable Energy Technologies and Assessments*, 51, 101978.
- Sorrell, Charles C., Nowotny, Janusz, Sugihara, Sunao (ed.). (2005). *Materials for energy conversion devices*. Elsevier.
- Sürer, M. G., Arat, H. T. (2018). State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation. *European Mechanical Science*, 2, 1, 20-30. <https://doi.org/10.26701/ems.364286>
- Tietz, F. (2008). Solid Oxide Fuel Cells. In Buschow, K. H. J. (Ed.). *Encyclopedia of Materials: Science and Technology*. Elsevier.
- Troncoso, E., Lapeña-Rey, N., Valero, O. (2014). Solar-powered hydrogen refuelling station for unmanned aerial vehicles: Design and initial AC test results. *International journal of hydrogen energy*, 39, 4, 1841-1855.
- UFJF (2022, Julho 15). UFJF coordena pesquisa sobre uso de biocombustíveis na aviação. In UFJF notícias. Retrieved July 29, 2022, from <https://www2.ufjf.br/noticias/2022/06/15/ufjf-coordena-pesquisa-sobre-uso-de-biocombustiveis-na-aviacao/>
- Verstraete, D. (2013). Long range transport aircraft using hydrogen fuel. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 14824-14831. <https://doi.org/10.1016/J.IJHYDENE.2013.09.021>
- Vielstich, W., Lamm, A., & Gasteiger, H. (2003). *Handbook of fuel cells: Fundamentals, technology, applications*. United Kingdom.
- Y.N. Sudhakar, M. Selvakumar, D. Krishna Bhat, Chapter 5 - Biopolymer Electrolytes for Fuel Cell Applications, Editor(s): Y.N. Sudhakar, M. Selvakumar, D. Krishna Bhat, Biopolymer Electrolytes, Elsevier, 2018, Pages 151-166, ISBN 9780128134474, <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-813447-4.00005-4>.