

Impactos do Emprego da Propulsão Elétrica em Aeronaves de Pequeno Porte

Electric Propulsion's Use Impacts on Small Aircraft

Impactos del Uso de la Propulsión Eléctrica em Aeronaves Pequeñas

Marina Sales Reis¹
Hélio de Assis Pegado²

Resumo: Há anos, novos modelos de geração de energia são pesquisados como alternativas sustentáveis aos combustíveis fósseis, entre eles, a motorização elétrica. Esta pesquisa, de caráter qualitativo, busca verificar o impacto da alteração do sistema propulsivo no projeto estrutural de aeronaves de pequeno porte e elucidar as dificuldades para sua eletrificação. Por meio de estudo de caso utilizando dois modelos de avião com diferentes sistemas propulsivos, averiguou-se as alterações necessárias na configuração de aeronaves para sua plena eletrificação e os efeitos dos carregamentos suportados na sua performance. Concluiu-se que, para alcançar a completa eletrificação de aeronaves, muitos avanços ainda devem ser realizados.

Palavras-chave: Aeronaves elétricas. Motores. Baterias. Aeronaves de pequeno porte.

Abstract: For years, new energy generation models have been researched as sustainable alternatives to fossil fuels, including electric motorization. This research, of a qualitative nature, seeks to verify the impact of changing the propulsive system on the structural design of small aircraft and elucidate the difficulties in their electrification. Through a case study using two aircraft models with different propulsive systems, the necessary changes in aircraft configuration for full electrification and the effects of supported loads on their performance were investigated. The conclusion is that, to achieve the complete electrification of aircraft, many advances must still be made.

Keywords: Electric aircraft. Engines. Batteries. Small aircraft.

Resumen: Hace años se investigan nuevos modelos de generación de energía como alternativas sostenibles a los combustibles fósiles, incluida la motorización eléctrica. Esta investigación, de carácter cualitativo, busca verificar el impacto del cambio del sistema propulsor en el proyecto estructural de pequeñas aeronaves y dilucidar las dificultades en su electrificación. Por un estudio de caso en el que se utilizaron dos modelos de avión con diferentes sistemas de propulsión, se investigaron los cambios necesarios en la configuración del avión para una electrificación total y los efectos sobre las cargas soportadas sobre su rendimiento. Se concluyó que, para lograr la electrificación completa de los aviones, aún quedan muchos avances por hacer.

Palabras-clave: Aeronaves eléctricas. Motores. Baterías. Aeronaves pequeñas.

Submetido 22/05/2023

Aceito 04/12/2023

Publicado 03/01/2024

¹ Graduanda em Engenharia Aeroespacial. Universidade Federal de Minas Gerais. Bolsista do PRPq (ICV). ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-4474-3896>. E-mail: marinasalesr@gmail.com.

² Doutor em Engenharia Aeronáutica. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-4565-4812>. E-mail: helio@demec.ufmg.br.

Introdução

As técnicas utilizadas na construção de aeronaves estão em constante inovação e os engenheiros aeronáuticos buscam continuamente maneiras de conciliar melhorias na eficiência dos projetos com as questões socioambientais, que vêm sendo levantadas nas últimas décadas. Uma das mudanças mais discutidas é a troca de combustíveis fósseis por fontes alternativas como, por exemplo, os biocombustíveis. A expansão de seu uso, no entanto, demandaria um aumento significativo das áreas de cultivo e da capacidade de biorrefinarias para que a demanda fosse suprida, resultando em novas preocupações ambientais (Staples *et al.*, 2018). Outra solução é a motorização elétrica, a qual apresenta potencial futuro para emissão zero durante os voos (Gnadt *et al.*, 2019). Além de surgir como uma nova alternativa, a propulsão elétrica é também promissora quanto a redução de ruído, problema que passou a ser notório com o desenvolvimento dos turbojatos, uma tecnologia primária e mais simples de turbinas a gás, e a redução da distância de decolagem com base nos novos designs de aeronaves que essa tecnologia possibilita.

Atualmente, estão sendo pesquisadas e desenvolvidas novas formas de distribuir os motores para otimizar a propulsão elétrica de aeronaves, sendo uma delas a Propulsão Elétrica Distribuída (*Distributed Electric Propulsion*), uma nova vertente surgida da Propulsão Distribuída (*Distributed Propulsion*) (Kim *et al.*, 2018). A Propulsão Elétrica Distribuída baseia-se na premissa de que a distribuição de vários motores ao longo da asa do avião e a integração entre a fuselagem e os componentes da propulsão têm o potencial de aumentar a eficiência e a segurança do veículo, além de diminuir os custos de operação (Kim *et al.*, 2018). Tal inovação favorece, também, a redução de peso e de ruído, e apresenta redundância significativa comparada a outros métodos propulsivos, o que reduz a probabilidade de que falhas no sistema de segurança afetem as partes críticas da aeronave (Greenwood *et al.*, 2022).

Ainda que avanços sejam feitos na implementação de motores elétricos, grandes impactos estruturais são gerados por tal modificação, tornando-se necessário, portanto, estudar a nova distribuição de peso, redimensionar a fuselagem e a asa, e realocar componentes. A despeito de qualquer mudança realizada, as funções estruturais básicas do avião: transmitir e resistir a forças aplicadas, ter boa performance aerodinâmica e proteger passageiros, cargas, sistemas e qualquer outro componente interno das condições ambientais experimentadas durante o voo, devem ser preservadas (Megson, 2007). Nesse contexto, a motorização elétrica,

para se tornar efetiva em grande escala, necessita, primeiro, que seja feito progresso na capacidade dos componentes ligados a esse modelo propulsivo, como as baterias e os materiais estruturais utilizados onde estas serão alocadas, os sistemas de isolamento térmico e arrefecimento etc. Assim, o desenvolvimento de um sistema elétrico de mais alta potência e baixo peso torna-se essencial (Borghei; Ghassemi, 2021).

Além disso, embora ocorra uma evidente diminuição do peso com a retirada de combustível, a adição de baterias promove um novo aumento desta força. O consumo do combustível provoca variação na posição do centro de massa de aeronaves à medida que ele é consumido e, com o uso de baterias, isto não mais ocorre, o que é vantajoso, pois facilita a resistência da estrutura em diferentes condições de voo, no pouso e na decolagem. Entretanto, esta alteração traz novos desafios, uma vez que a solução adotada por muitos projetistas é, com a mudança da motorização, retirar os tanques de combustível das asas e fixar as baterias na fuselagem, empregando paredes de fogo para separar as baterias da cabine e do sistema propulsivo, o que torna necessário reforçar a estrutura da fuselagem para resistir a este acréscimo de peso. Devido a tais limitações, a motorização elétrica deve ser inicialmente pensada para aeronaves de pequeno porte, que atinjam menores velocidades de cruzeiro (por volta de 200 km/h), voem distâncias mais curtas e tenham menor peso quando comparadas a grandes aviões.

Para compreender o estado da arte e as dificuldades para a eletrificação de aeronaves, dividiu-se a revisão bibliográfica nos seguintes itens: desafios da motorização elétrica, alterações a serem implementadas nos principais componentes da aeronave com a mudança do sistema propulsivo, e uma solução inovadora para a propulsão elétrica conhecida como Propulsão Elétrica Distribuída (PED). Segue-se uma metodologia onde é mostrada a forma de abordagem do problema e os principais aspectos da pesquisa, a análise comparativa onde são apresentadas as principais diferenças entre a motorização original e a versão elétrica de uma aeronave monomotor, e finalmente, as principais conclusões deste estudo.

Desafios da motorização elétrica

Com cada vez mais discussões surgindo sobre as consequências da poluição e os danos causados pelo aquecimento global, a indústria aeronáutica também começa a ser foco de preocupações ambientais, tendo em vista que emissões de CO₂ relacionadas à aviação, por

exemplo, têm previsão de dobrar ou triplicar até o ano de 2050 (Gnadt *et al.*, 2019). Uma das únicas formas de inovação que prometem não apenas reduzir, mas, ainda, anular as emissões a longo prazo é a eletrificação de aeronaves. Uma das grandes vantagens do uso de motores elétricos é a eliminação de combustíveis fósseis, eliminando também a poluição gerada por eles. Novas formas de distribuir o sistema propulsivo pela aeronave, como a Propulsão Elétrica Distribuída, têm potencial de não apenas mitigar a emissão de gases do efeito estufa, como ocorre com o uso de biocombustíveis, mas, ainda, de acabar completamente com essa emissão. Além disso, as novas tecnologias de propulsão elétrica podem reduzir os custos de operação das aeronaves, gerando economia de até 50% em aeronaves de aviação geral (*general aviation aircraft*) quando comparadas com motores a pistão (Gnadt *et al.*, 2019).

Outra vantagem da motorização elétrica é a redução de ruídos. A *National Geographic Society* define poluição sonora como um “perigo invisível”, o qual pode afetar o bem-estar de diferentes organismos, incluindo animais e o próprio ser humano. Estudos demonstram que a eletrificação de automóveis terrestres, como carros, contribui enormemente na redução da poluição sonora por eles gerada (Greenwood *et al.*, 2022), (Qin *et al.*, 2020). De maneira análoga, devido à presença de motores com menor produção de ruído, acredita-se que a eletrificação de aeronaves pode reduzir ainda mais a poluição sonora gerada no setor de aviação. Entretanto, é complexo analisar a redução dos ruídos gerados, pois outros fatores como o ruído aerodinâmico, gerado pelos rotores e hélices, contribuem significativamente com o ruído total gerado por uma aeronave e podem ser ainda mais significantes, a depender da configuração utilizada no projeto (Greenwood *et al.*, 2022). Ainda assim, a motorização elétrica é vista como uma ótima alternativa quanto à redução de ruídos, especialmente a partir do desenvolvimento da Propulsão Elétrica Distribuída.

De forma geral, a propulsão elétrica mostra-se uma inovação extremamente relevante. Seu papel na perspectiva das lutas ambientalistas é notório, e a redução de custos é indispensável à evolução do mercado de aviação. Com o surgimento de novas tecnologias voltadas à aviação comercial em um cenário urbano, veículos elétricos têm sido cada vez mais pesquisados e desenvolvidos, como é o caso dos eVTOLs (*electrical vertical take-off and landing*) (Figura 1). Além de todos esses fatores, a inovação e o desenvolvimento de novas tecnologias no âmbito aeronáutico também são fundamentais à produção de conhecimento científico.

Figura 1 - Aeronave Eve - Exemplo de eVTOL



Fonte: Eve Air Mobility (2020).

Apesar de apresentar vantagens significativas, a eletrificação de aeronaves possui desafios a serem superados. O principal deles é o fato de que as baterias existentes atualmente ainda não são capazes de armazenar energia elétrica o suficiente para suprir as demandas do mercado de aviação (Wheeler, 2016). Assim, é inevitável que, para o avanço dessas novas tecnologias, seja desenvolvido um sistema elétrico de alta potência, e, ainda assim, com peso reduzido. No entanto, fica claro que esse cenário apresenta perspectivas positivas para o futuro, visto que, desde 2010, a capacidade das baterias produzidas triplicou. Além disso, outras limitações estão concentradas no campo de segurança, dado que as baterias podem gerar riscos aos passageiros, caso ocorra o vazamento de alguma substância, como o níquel, ou problemas quanto ao isolamento da fiação elétrica, por exemplo. Os componentes ácidos presentes nas baterias podem danificar a fiação elétrica do avião, sendo necessário um cuidado extra com os fios próximo a essas baterias e sua constante inspeção, o que possivelmente resultaria em novos custos. Para isolar explosões ou mesmo que a bateria se inflame, novos materiais devem ser estudados, e torna-se relevante a criação de um sistema que permita sua ejeção em caso de incêndios.

A partir da implementação da motorização elétrica, surgem também novos cuidados quanto à manutenção da aeronave. É essencial que haja separação e organização da fiação elétrica utilizada, inclusive aqueles fios ligados às baterias, pois isso facilita a manutenção e correção de eventuais erros. Porém, devido à grande quantidade de fios, isso pode ser

dificultado, e uma atenção maior é requerida. Além disso, o aquecimento das baterias é indesejado, devendo ser evitado ao máximo. Nesse sentido, o compartimento da bateria deve manter distância de áreas muito quentes, com o uso de “paredes de fogo”, a fim de isolar termicamente.

A alta voltagem necessária nas baterias implica a necessidade de um sistema de isolamento elétrico que suporte altas-tensões. No entanto, em altitudes muito elevadas, as técnicas de isolamento térmico utilizadas ao nível do mar não são tão eficientes, dadas as diferenças de condições ambientais e as baixas pressões (Borghesi; Ghassemi, 2021). Descargas parciais (DPs) e gerenciamento térmico insatisfatório são as maiores causas de falhas no isolamento de sistemas elétricos (Borghesi; Ghassemi, 2021), e devem ser evitados ao máximo. DPs (descargas que não completam a ponte entre os eletrodos, ocorrendo em defeitos do sistema isolante) podem causar danos irreversíveis ao sistema elétrico. Por fim, distorções no fluxo de entrada de ar nos motores também podem causar impactos aerodinâmicos e estruturais, os quais devem ser analisados para a implementação da motorização elétrica. Essas distorções podem ser geradas por diferentes razões (variações na distribuição de pressão, temperatura e/ou velocidade do ar, por exemplo), e causam impactos negativos na estabilidade do sistema de compressão e na performance dos motores (Kurzke, 2008), podendo, em casos mais extremos, resultar até mesmo em uma perda completa do empuxo, ou seja, na falha do sistema propulsivo.

Alterações nos principais componentes de uma aeronave elétrica

Fuselagem e materiais

Segundo Mouritz (2012), “o sucesso ou a falha de uma nova aeronave é parcialmente dependente do uso dos materiais mais adequados”. A escolha dos materiais mostra-se relevante no projeto de uma aeronave, e, no caso específico de aeronaves de propulsão elétrica, isto torna-se ainda mais evidente. Os materiais utilizados na fuselagem devem resistir ao peso extra, concentrado em seu centro de gravidade e não variável de acordo com o consumo de combustível, de uma ou, inevitavelmente, mais baterias. Esses materiais, ainda, devem ser os mais leves possíveis, de forma a tentar reduzir o peso total da aeronave, isso, porém, não pode afetar em grande escala a resistência ao carregamento.

A busca por materiais com alta resistência e baixo peso levou ao uso de materiais compósitos em novos projetos, como proposto por Guillaume Gallant, Laurent Giuseppin, e

Damien Aguera (Gallant; Giuseppin; Aguera, 2007). Tais materiais são elaborados com dois ou mais constituintes com propriedades físicas e químicas distintas, de forma a obter-se um resultante com novas características que favoreçam seu uso (Eldin; Alameen, 2016). A aplicação de compósitos na área aeroespacial se deve, em geral, ao baixo peso, alta dureza, alta rigidez, resistência à fadiga e corrosão, e à possibilidade de customização. Como o material é fabricado a partir de moldes, pode-se elaborar componentes que sejam necessárias poucas partes, o que reduz custos e minimiza as tensões atuantes, pois não há necessidade de tantos rebites e conexões. Compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, vêm substituindo o alumínio em muitas áreas graças à possibilidade de uma redução de peso de até 30%, fator de extrema relevância na indústria aeronáutica (Rezende; Botelho, 2000).

O uso de fibra de carbono, em específico, demonstrou boas perspectivas em projetos, como na aeronave Solar Impulse 2 (Figura 2). Materiais carbonosos apresentam características significativas ao uso em temperaturas mais elevadas, em torno de 800°C a 2500°C, tornando-os interessantes para uso em turbinas, e mostrando-se uma boa alternativa como material estrutural para áreas de alocação de baterias, por exemplo. Além disso, apresentam também alta resistência mecânica, baixa expansão térmica, inércia química e resistência a variações súbitas de temperatura (Rezende; Botelho, 2000).

Apesar de numerosas vantagens, no entanto, o uso de carbono ainda é limitado dada sua baixa deformação na ruptura (baixa tenacidade), formatos complexos, alta sensibilidade a imperfeições, variabilidade de propriedades de acordo com a direção medida (anisotropia) e custo elevado.

Figura 2 - Aeronave Solar Impulse 2



Fonte: G1 Notícias (2016).

Outra opção interessante e economicamente mais viável é a fibra de vidro. Entre as vantagens de compósitos de fibra de vidro, além do custo, estão o baixo peso e o possível aumento da vida útil da aeronave. No entanto, seu uso é limitado para componentes que não requerem alta rigidez, devido ao fato de que o módulo de elasticidade deste material é relativamente baixo quando comparado aos outros materiais utilizados em componentes estruturais. Ainda, os resultados desejados relativos à redução de peso pela substituição de alumínio por compósitos nem sempre são atingidos, sendo importante uma análise específica para cada aeronave. Apesar disso, a fibra de vidro é uma ótima alternativa para regiões em que há a necessidade de isolamento elétrico, graças às baixas propriedades dielétricas deste material, podendo, assim, ser pensada para o uso em áreas de alocação de baterias no caso de aeronaves de propulsão elétrica.

Motores e Baterias

Baterias são dispositivos de armazenamento de energia elétrica, que consistem em uma ou mais células eletroquímicas, as quais convertem a energia química nelas armazenada em energia elétrica, com base na diferença energética entre seus eletrodos, conectadas, seja em série ou em paralelo, com o objetivo final de fornecimento de uma voltagem específica de saída ou potência (Brelje; Martins, 2019). Elas fornecem energia elétrica sem haver emissões geradas por combustão, trazendo benefícios ambientais diretos conectados ao seu uso (Nasem, 2016). No geral, as baterias mais presentes no mercado e mais usadas são as de composição íon-lítio,

devido ao fato de sua potência fornecida ser relativamente alta dado seu baixo peso (Xue *et al.*, 2015). Apesar do mercado de baterias ter apresentado um bom desenvolvimento nos últimos anos, a potência fornecida pelas melhores baterias existentes atualmente ainda é consideravelmente baixa quando comparada às necessidades de veículos totalmente elétricos.

Com a tecnologia existente atualmente, mesmo que a produção de energia elétrica tenha evoluído nas últimas décadas, a massa específica de energia gerada pelas baterias é extremamente limitada, e consideravelmente baixa quando comparada àquela dos combustíveis fósseis (Miele, 1963). A composição química das baterias afeta diretamente suas características elétricas, e o limite máximo de massa específica de energia produzida é determinado pelas reações químicas que ocorrem internamente às baterias (Brelje; Martins, 2019). Contudo, esse limite é apenas uma estimativa teórica e, no geral, a massa específica de energia é bem menor na prática. Ainda que motores elétricos tenham eficiência altíssima, próxima de 95%, essa diferença na produção ainda é bastante significativa. Nesse sentido, parece impossível que aeronaves de grande porte que percorram longas distâncias passem por uma eletrificação completa em um futuro recente, restringindo o conceito de *all-electric aircraft* (aeronaves totalmente elétricas) aos aviões de pequeno porte.

Mesmo para aeronaves de baixo alcance em distâncias de voo, como os aviões da classe A320 da Airbus, uma densidade de energia elétrica de pelo menos 1 kWh/kg seria necessária para seu pleno funcionamento com uso correspondente ao da aeronave com motor à combustão (Hoelzel *et al.*, 2018). Porém, não há sequer perspectiva de desenvolvimento de baterias com uma produção de energia tão elevada (Kebede *et al.*, 2022). Grandes empresas na área hodiernamente, como a Tesla, Inc (fabricante de componentes elétricos e desenvolvedora de carros movidos à energia elétrica), dispõem de baterias de três células com densidade energética por volta de 300 Wh/kg. Isso aparece como um forte fator em contrapartida ao desenvolvimento de aeronaves de motorização elétrica, e gera a necessidade de melhorias relevantes e avanços tecnológicos significativos de baterias e demais componentes elétricos, precedendo à mercantilização de aviões cem por cento elétricos (Filiipenko, 2020).

Outra limitação relevante à eletrificação completa é a alta perda de calor existente nos motores elétricos. As perdas existentes nesses motores acabam resultando no armazenamento de calor dentro dos próprios motores, algo que não ocorre no caso de motores à combustão (Anibal *et al.*, 2022). Devido a tal acúmulo de energia térmica, pode haver superaquecimento

do motor, afetando a performance e, possivelmente, resultando na degradação de componentes mecânicos críticos, podendo, ainda, afetar a fuselagem e demais componentes estruturais e não estruturais localizados próximos ao motor. Além disso, o fator de maior importância quando se trata de cuidados necessários às baterias utilizadas em aeronaves é a manutenção de temperaturas apropriadas ao seu funcionamento (Yetik; Karakoc, 2022). Com base nos fatores apresentados, é indispensável um bom sistema de isolamento térmico, de dissipação do calor e de refrigeração do sistema propulsivo de aeronaves elétricas - incluindo os motores e as baterias a eles ligadas.

No entanto, além da ineficiência dos métodos usuais de isolamento devido às altitudes de voo, o tamanho e a quantidade das baterias também corroboram para a insuficiência do resfriamento com uso de gás e/ou outros fluidos. Estudos (Wiriyasart *et al.*, 2020) indicam que o uso de nanofluidos – fluidos obtidos pela dispersão de partículas sólidas de tamanho nanométrico (entre 1 e 100 nm) em fluidos convencionais de transferência de calor (Silva *et al.*, 2021), como o dióxido de titânio, pode ser eficiente no resfriamento de baterias para veículos elétricos. Resultados mostraram um abaixamento de quase 29% na temperatura máxima atingida, quando comparado com os métodos normais de isolamento e resfriamento (Yetik; Karakoc, 2022). Pesquisas (Mondal *et al.*, 2017) indicam, ainda, que o uso de nanofluidos, incluindo óxido de alumínio e óxido de cobre, pode acarretar melhorias no estado térmico de baterias de íon-lítio (as mais usadas atualmente neste mercado).

Apesar dos desafios claros citados, o uso de baterias e motores elétricos apresentam vantagens relevantes. Com o aumento da altitude, os motores de aeronaves estão sujeitos a sofrerem com quedas de empuxo e potência fornecida (Freeman *et al.*, 2014). Porém, o uso de baterias e motores elétricos não sofre esse tipo de perda, evitando possíveis problemas que podem ocorrer durante os voos acarretados por essa questão (Borer *et al.*, 2016). Além disso, as conexões elétricas, no caso do novo sistema propulsivo, permitem maior liberdade de montagem e manutenção nos motores, apresentando ainda o potencial de permitir que os motores operem em sua máxima eficiência (Brelje; Martins, 2019). Dessa forma, apesar da visível diferença entre as tecnologias existentes atualmente e aquelas necessárias ao estabelecimento de um mercado de aeronaves completamente elétricas, os avanços científicos vêm colaborando com o caminho da eletrificação de veículos, trazendo boas perspectivas futuras.

Propulsão Elétrica Distribuída: Uma nova alternativa

A Propulsão Elétrica Distribuída (PED) é uma tecnologia relativamente nova que se baseia na premissa de que múltiplos motores distribuídos ao longo da asa da aeronave seriam capazes de aumentar sua eficiência, segurança e o custo-benefício, além de diminuir os ruídos e a poluição gerados. Os motores seriam ligados a baterias e geradores, os quais forneceriam a energia necessária para seu funcionamento. Essa abordagem seria capaz de, por exemplo, flexibilizar o projeto dos motores quanto ao tamanho e ao posicionamento. Contudo, devido às limitações de poder de geração e armazenamento de energia nesse sistema elétrico, a aplicação de tal tecnologia é, atualmente, pensada de forma restrita a aeronaves de pequeno porte, as quais ainda sofrem com restrições de tempo e distância de voo e velocidade (Kim *et al.*, 2018). Apesar disso, o uso de múltiplos propulsores corrobora a implementação da propulsão elétrica, visto que permite um empuxo total gerado mais próximo daquele obtido com o uso de turbinas a gás (Nguyen *et al.*, 2018).

O conceito primário da Propulsão Elétrica Distribuída partiu da NASA (Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço) e foi denominado Propulsão Turboelétrica Distribuída (PED). A Propulsão Turboelétrica Distribuída utiliza motores elétricos altamente eficientes e de baixo peso para gerarem a energia necessária para mover turbinas elétricas distribuídas na aeronave (Kim *et al.*, 2018). Tais motores elétricos são abastecidos por geradores que ficam localizados separadamente na aeronave e são movidos por uma ou mais turbinas a gás. A principal vantagem desse modelo propulsivo é que o uso de energia elétrica permite maior flexibilidade na alocação dos geradores e turbinas, resultando em projetos que permitem um maior aproveitamento energético.

Além disso, a Propulsão Elétrica Distribuída apresenta uma proposta promissora quanto à redução da distância de pouso e decolagem, e uma possível redução de ruídos. Realizando os ajustes necessários na estrutura da aeronave e aumentando a razão empuxo/peso do avião, foi previsto que seria possível chegar a distâncias de decolagem de menos de 100 metros. Contudo, os propulsores devem ser projetados para gerar uma tração suficiente para que a aeronave consiga decolar, o que exige que novas análises estruturais sejam feitas para o desenvolvimento pleno dessa tecnologia. Ademais, devido ao fato de as turbinas girarem um pouco mais devagar com o uso de propulsão elétrica, quando comparado com turbinas a jato, há uma redução dos

ruídos emitidos pelas aeronaves quando usada a PED (Stoll *et al.*, 2014), (Gohardani *et al.*, 2011).

Finalmente, devido à quantidade de motores, a redundância (ampliação intencional do número de componentes do sistema a fim de aumentar a confiabilidade, geralmente como backup ou para reduzir o risco de falhas, ou para melhorar o desempenho real) é incrementada, aumentando a segurança da aeronave (Amoozgar *et al.*, 2021). Porém, a partir disso, os designs resultantes acabam gerando uma maior razão sustentação-arrasto nas asas (Leifsson *et al.*, 2013). Com uma razão de aspecto mais elevada nas asas a partir da Propulsão Elétrica Distribuída, surge maior probabilidade de ocorrência de grandes deformações nas asas, geradas pela maior flexibilidade. Nesse sentido, a estabilidade aeroelástica acaba sendo um dos desafios mais significativos quanto à implementação da PED (Amoozgar *et al.*, 2021), principalmente dado o fato de que instabilidades aeroelásticas podem resultar diretamente em falhas estruturais.

Mesmo com claros desafios a serem superados para a otimização dessa nova tecnologia, algumas empresas, como Airbus e Rolls-Royce, já demonstram investimentos em projetos relacionados, como, por exemplo, com a colaboração DEAP (*Distributed Electrical Aerospace Propulsion* – Propulsão Aeroespacial Elétrica Distribuída) entre as duas companhias e a Universidade de Cranfield (Brelje; Martins, 2019). Essa colaboração busca a pesquisa e o desenvolvimento da propulsão elétrica baseada em um supercondutor de alta temperatura (Berg *et al.*, 2015), (Berg *et al.*, 2014), (Berg *et al.*, 2017). A partir desse projeto, foi desenvolvido o Airbus E-Thrust (Airbus Group; Rolls-Royce, 2012). A série de aeronaves E-Thrust é composta por aviões híbrido-elétricos de passageiros com múltiplos rotores elétricos em uma configuração de “cauda dividida” (*split-tail*) (Brelje; Martins, 2019). O investimento de grandes empresas e instituições de pesquisa nessa nova tecnologia demonstra seu futuro promissor e as vantagens claras trazidas pelo projeto.

Metodologia

O trabalho analisa comparativamente os projetos estruturais de aeronaves de pequeno porte de motorização elétrica e movidas a combustão, a fim de discutir as dificuldades para a implementação do novo sistema propulsivo, os impactos por ele gerados, e buscar soluções de engenharia para os desafios a serem enfrentados durante os projetos de eletrificação. A metodologia utilizada foi a da pesquisa bibliográfica e do estudo de caso, de forma que o

trabalho apresenta um viés qualitativo e uma abordagem teórica segundo os objetivos propostos.

A pesquisa se deu a partir do estudo de fontes bibliográficas sobre aeronaves de propulsão elétrica com limitação de passageiros e sobre as adaptações estruturais impostas pela eletrificação do sistema propulsivo. O estudo de caso realizado foi voltado à comparação técnica de duas aeronaves de pequeno porte (Pipistrel Alpha e Pipistrel Alpha Electro), uma com motorização elétrica e outra com motor a pistão. A coleta dos dados foi feita por meio de catálogos disponíveis no website da empresa Pipistrel, fabricante das aeronaves utilizadas nas análises. Os dados coletados foram organizados por meio do software *Microsoft Excel*®. Posteriormente, a partir da pesquisa documental, foi feita a análise qualitativa dos fatores estruturais acerca da completa eletrificação de aeronaves e os desafios que existem atualmente em volta de tal inovação. A análise comparativa buscou averiguar, principalmente, fatores geométricos e de performance dos dois modelos de aeronave.

Análise comparativa

Ao se iniciar um novo projeto de engenharia aeronáutica, o engenheiro ou a equipe de projeto faz um levantamento histórico de todas as aeronaves já desenvolvidas com as mesmas características e, após esse estudo estatístico, obtém-se uma primeira aproximação das principais dimensões e dos requisitos de desempenho para o cumprimento da missão da aeronave. Nesse sentido, propõe-se o estudo comparativo entre aeronaves de pequeno porte de motor a combustão e aeronaves desenvolvidas com novas tecnologias de propulsão elétrica com vistas a verificar como se alteraram as dimensões da aeronave e o seu desempenho quando o sistema propulsivo se alterou. Devido à existência de poucos aviões a combustão que foram modificados com a inclusão de um sistema propulsor eletrificado, a falta de disponibilidade de uma gama maior de dados técnicos, e a necessidade da comparação entre aeronaves de modelos equivalentes para a justa análise dos dados, apresenta-se aqui, na Tabela 1, a análise comparativa de uma aeronave, a Pipistrel Alpha, eletrificada e a combustão.

Tabela 1 – Comparação entre especificações de duas aeronaves de modelo semelhante, uma elétrica e outra a combustão.

ESPECIFICAÇÕES	PIPISTREL ALPHA ELECTRO	PIPISTREL ALPHA
Comprimento	6,5 m	6,5 m
Altura	2,05 m	2,05 m
Peso Vazio	251 kg	279 kg
Peso Máximo de Decolagem	550 kg	550 kg
Envergadura	10,5 m	10,5 m
Velocidade de cruzeiro	157 km/h	200 km/h
Alcance	140 km (75 mn)	600 km
Número de motores	1	1
Custo de operação	\$2200 (eletricidade para 2000 h) = \$1,1/h	\$30600 (combustível para 1500 h) = \$20,1/h
Tipo	Elétrico	A combustão
Motor	Siemens Dynadyn 60 kW	Rotax 912 80 hp

Fonte: Autoria própria (2022) com base nos catálogos (Flyone, 2023), (Aeroexpo, 2023) e em (Pirateque; Sanabria, 2020).

Analisando comparativamente duas aeronaves de mesmo uso, construídas pela mesma empresa e de características dimensionais semelhantes, Pipistrel Apha (Figura 2) e Pipistrel Alpha Electro (Figura 3), notam-se três parâmetros diferentes importantes a serem discutidos: os pesos das aeronaves, as velocidades de cruzeiro atingidas e a autonomia de cada uma delas (Pipistrel, 2017).

Figura 3 - Aeronave Pipistrel Alpha



Fonte: Pipistrel Aircraft (2016).

Figura 4 - Aeronave Pipistrel Alpha Electro



Fonte: Pipistrel Aircraft (2020).

Nota-se que a Pipistrel Alpha Electro possui peso vazio menor que sua correlata Pipistrel Alpha. Quando as aeronaves estão com sua capacidade máxima de combustível e carga paga, o peso é o mesmo (peso máximo de decolagem). De acordo com o catálogo da Pipistrel (Flyone, 2023) a elétrica com as baterias sem a tripulação, a carga e com as baterias pesa 368 kg. Para fins de comparação, todas as duas aeronaves têm a mesma altura, envergadura e comprimento de aeronave, e o mesmo número de motores. Isso levando em consideração que a aeronave de motorização elétrica possui um conjunto de baterias com peso total de aproximadamente 123

kg (Horne, 2017). Já a aeronave à combustão tem um tanque de combustível de 50 litros (36 kg) e transporta uma carga paga de 271 kg, enquanto a elétrica transporta 182 kg de carga paga.

Além disso, é fato que nos aviões, assim como em foguetes, a proporção peso-combustível é uma questão de importante discussão, visto que a adição de mais combustível implica num aumento do peso, o qual requer uma nova adição de combustível para a manutenção do desempenho, gerando-se um ciclo. Análises experimentais demonstram que aproximadamente 0,2 kg de combustível são necessários para o transporte de 1 kg (da aeronave) ao longo de uma distância de 1000 km, e aproximadamente 0,03 kg de combustível são necessários a mais em cada 1000 km seguintes de trajeto para cada quilograma adicionado ao peso da aeronave (Zhang *et al.*, 2022). As aeronaves elétricas apresentam a grande vantagem de que esse problema deixa de existir, visto que o desempenho depende de baterias que podem ter peso fixo e capacidade variável de acordo com o modelo. No entanto, as baterias produzidas atualmente ainda não suprem completamente as necessidades energéticas e adicionam uma porcentagem alta ao peso da aeronave (um conjunto de baterias, suficiente para uma aeronave de pequeno porte com poucas horas de voo e baixas velocidades, pode chegar a adicionar por volta de 100 kg em seu peso final).

Nos catálogos não há nenhum comentário sobre alterações no trem de pouso devido à instalação da motorização elétrica. Com a mudança de sistema propulsivo, o peso de decolagem permaneceu o mesmo e o peso vazio reduziu em torno de 10%, o que indica que, em princípio, não haveria necessidade de alteração, apesar de o sistema de combustível sair das asas e ir para a fuselagem.

Ademais, o consumo do combustível nas aeronaves não-elétricas gera uma variação de peso durante o voo, provocando, em consequência, uma variação do centro de gravidade (CG), que tem influência no projeto estrutural, na estabilidade, no controle e na aerodinâmica do avião. A distância entre os limites frontal e traseiro do CG devem ser preestabelecidos pelo fabricante da aeronave. Com a troca do combustível fóssil por uma fonte de energia elétrica, estabiliza-se o centro de gravidade da aeronave. No geral, é desejável que o peso máximo estrutural de pouso (*maximum landing gross weight - MLGW*) seja inferior ao peso máximo estrutural de decolagem (*maximum take-off gross weight - MTOW*) (Freund *et al.*, 2000). O primeiro refere-se ao peso máximo projetado para o pouso do avião sem que ele sofra qualquer dano. Já o segundo refere-se ao peso máximo o qual a aeronave foi projetada para ter durante a

decolagem, de forma a não sofrer danos estruturais. O pouso com a aeronave pesando mais que o peso máximo de pouso pode resultar, por exemplo, em danos ao trem de pouso, fazendo com que surja a necessidade de uma manutenção emergencial antes da próxima decolagem. A queima de combustível é um fator de extrema relevância para a eficiência operacional da aeronave (Steinegger, 2017). A performance do avião, ou seja, o seu desempenho, pode ser mensurada pela avaliação do consumo do combustível em relação a um mínimo teórico, e é uma consequência direta da escolha do processo de eficiência operacional, que deve ser aquele que melhor minimiza o consumo de combustível (Hassan *et al.*, 2021).

Um dos efeitos primários causados pela variação de peso é a alteração do arrasto induzido (que depende da sustentação) e da potência necessária para uma velocidade específica (HURT, 1965). Tendo em vista que a massa das baterias é mantida durante todo o voo, um arrasto adicional é obtido quando comparado com o uso de combustíveis, dado o peso constante do novo sistema propulsivo. Ainda, como apresentado antes, existe uma equivalência entre os pesos de decolagem e pouso, podendo tornar necessário reprojeter componentes para resistir ao pouso da aeronave com maior peso envolvido. Tais modificações nos pesos máximos estruturais de pouso e de decolagem exigiriam, por exemplo, que as aeronaves voassem com velocidades diferentes das que voariam com o uso de combustíveis fósseis, para que fossem mantidos o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque (Hurt, 1965). Atualmente, com a tecnologia existente, é extremamente complexo contornar os problemas gerados pela adição de peso em voos mais longos para aviões totalmente eletrificados (Brelje; Martins, 2019).

Quanto à estabilidade em voo, caso a localização do centro de gravidade do avião esteja fora da faixa preestabelecida pelo fabricante, pode-se produzir uma condição de instabilidade, fazendo com que haja possibilidade de o piloto perder o controle da aeronave. Quando o centro de gravidade se encontra muito à frente do que deveria, ocorre algo conhecido como *nose-heavy condition*. Isso pode causar problemas em controlar o nariz do avião, em especial durante as operações de decolagem e pouso. Já quando o CG se encontra numa posição para trás da faixa especificada, ocorre a chamada *tail-heavy condition*. Nesse caso, a estabilidade longitudinal pode ser fortemente afetada, e a capacidade de recuperação do estol é limitada, causando perda de sustentação e podendo ser uma condição crítica ao voo.

Ademais, devido à capacidade das baterias, as aeronaves elétricas não conseguem atingir as mesmas velocidades que as aeronaves à combustível de estrutura semelhante. A

aeronave Pipistrel Alpha Electro possui velocidade de cruzeiro 21.5% menor que sua versão não-elétrica, e sua velocidade máxima também é bastante inferior à de sua correlata não-elétrica (220 km/h). As velocidades mais baixas atingidas pelos aviões elétricos se dão, em grande parte, devido à potência das baterias desenvolvidas atualmente. Além disso, a capacidade das baterias afeta também outras questões, como a distância possível de ser percorrida pela aeronave, e, conseqüentemente, sua autonomia. Por exemplo, armazenar energia elétrica o suficiente para voos mais longos implica numa melhora significativa das baterias recarregáveis produzidas hoje (Wheeler, 2016).

Atualmente, o modelo elétrico da Pipistrel Alpha tem autonomia de aproximadamente uma hora de voo, percorrendo uma distância máxima de aproximadamente 140 km com as baterias totalmente carregadas e com uma reserva de energia obrigatória. Para tal alcance, é necessário um *pack* de baterias com saída total de 22 kWh. Isso, em comparação com aeronaves a combustão, é uma grande desvantagem, a qual depende da melhoria na tecnologia das baterias para ser superada. O avião Pipistrel Alpha não-elétrico possui mais de três vezes a autonomia do elétrico, atingindo por volta de três horas e meia de voo, com velocidades muito mais elevadas do que aquelas alcançadas pelo Alpha Electro e o mesmo MTOW de 550 kg. No entanto, aumentar o número de baterias com o intuito de aumentar a autonomia da aeronave seria uma operação basicamente impossível, visto que o peso do conjunto atual de baterias do Pipistrel já chega próximo do peso da própria fuselagem do avião.

Uma das principais razões pelas quais o projeto do Pipistrel Alpha Electro foi viável e obteve resultados satisfatórios em termos de eficiência foi o baixo peso da aeronave. O fato de sua estrutura ser praticamente inteira feita de material compósito, com pouquíssima adição de metal, foi o maior e mais relevante facilitador para que a implementação da motorização totalmente elétrica fosse possível. A ideia é que, quanto menor o peso da estrutura da aeronave, sem perder resistência aos esforços sofridos, maior é a porcentagem de peso (relativa ao peso total da aeronave) que pode ser reservada ao sistema propulsivo, aumentando, conseqüentemente, a autonomia. Em adição, o design aerodinâmico ajuda na redução de arrasto, o que resulta num aumento da sustentação e, como resultado, diminui o empuxo necessário para atingir o desempenho desejado. Esse conjunto de fatores, em certo sentido, reduz a necessidade de um sistema mais potente de geração de energia.

Além disso, o tempo previsto de carregamento das baterias do modelo elétrico para que a autonomia máxima seja possível é o mesmo tempo de voo, ou seja, uma hora, o que também se torna um fator prejudicial em relação ao seu uso. Ainda, a vida útil das baterias do Pipistrel Alpha Electro pode vir a ser um fator problemático também, tendo em vista que, apesar de alcançar mais de 6000 h (ou algo entre 300 e 800 ciclos, a depender da qualidade do uso), tal valor pode ser reduzido significativamente devido ao sistema de arrefecimento utilizado nesta aeronave, chamado *passive air cooling*.

Dado que o maior desafio da eletrificação completa de aeronaves está na produção de energia, a diferença entre a capacidade energética de um motor a jato, um motor a pistão e um motor elétrico está ilustrada na tabela abaixo:

Tabela 2 – Comparação da capacidade energética de uma bateria e um motor a jato.

MOTOR	DENSIDADE DE ENERGIA (Wh/kg)	EFICIÊNCIA GLOBAL
A jato	11950	0,55
Elétrico	265	0,90 – 0,95
Pistão	~10000	0,4 – 0,63

Fonte: Autoria própria (2022).

Evidentemente, a densidade de energia obtida em modelos propulsivos elétricos é significativamente inferior aos modelos à combustão. Ainda que a eficiência global na propulsão elétrica seja a melhor entre os dados comparados, a densidade de energia final, ou seja, efetivamente utilizada no processo, seria por volta de 252 Wh/kg, enquanto nos modelos a combustão essa densidade energética chega a 6573,5 Wh/kg e 6300 Wh/kg, respectivamente para motor a jato e motor a pistão, a depender do combustível utilizado. Nesse sentido, fica ainda mais clara a necessidade de uma evolução, tratando-se da produção energética em sistemas elétricos, para que, futuramente, possa se pensar em uma substituição efetiva e de uso equivalente do sistema a combustão por sistemas completamente elétricos no âmbito aeronáutico.

Conclusões

A eletrificação de aeronaves é um passo inevitável para o avanço tecnológico da engenharia aeronáutica. Porém, para que isso seja feito de forma segura e bem planejada, muitas análises e pesquisas ainda devem ser realizadas. O maior empecilho atualmente ainda é a capacidade energética das baterias existentes, que limita o alcance e a autonomia das aeronaves. Apesar dos desafios a serem enfrentados, têm-se perspectivas positivas no mercado, devido, principalmente, ao investimento da indústria automotiva em baterias e demais componentes eletrônicos para veículos totalmente elétricos.

A propulsão elétrica é um passo importante no desenvolvimento tecnológico no setor aeroespacial e, possivelmente, terá impactos inigualáveis em âmbito ambiental, com a eliminação de gases poluentes gerados pelos combustíveis fósseis. O uso da propulsão elétrica distribuída mudou a configuração das aeronaves pequenas e revolucionou o mercado de asas fixas para introduzir diversos rotores e hélices, que substituem a configuração padrão de hélices no nariz e na asa dos aviões. Por fim, a flexibilidade trazida por esse modelo propulsivo em termos de projeto, ainda, tem potencial de mudar a indústria aeronáutica em escala maior, exigindo evoluções na engenharia existente e agregando em novos parâmetros de segurança e design.

Referências

- AEROEXPO ONLINE. Disponível em: <https://pdf.aeroexpo.online/pt/pdf-en/pipistrel-doo/alpha/171425-259-3.html>. Acesso em: 20 mai 2023.
- AIRBUS GROUP; ROLLS-ROYCE. E-Thrust. **Brochure**, 2012 Disponível em: <http://company.airbus.com/service/mediacenter/download/?uuid=64ea2c23-91b1-4787-9d1d5b22b7d716b9>. Acesso em: 25 set. 2022.
- AMOOZGAR, M.; FRISWELL, M.I.; FAZELZAGEH, S.A.; HADDAD KHODAPARAST, H.; MAZIDI, A.; COOPER, J.E. Aeroelastic Stability Analysis of Electric Aircraft Wings with Distributed Electric Propulsors. **Aerospace**, 2021, 8, 100. <https://doi.org/10.3390/aerospace8040100>.
- ANIBAL, J.; MADER, C.; MARTINS, J. Aerodynamic shape optimization of an electric aircraft motor surface heat exchanger with conjugate heat transfer constraint. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 189, p. 122689, 2022. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.122689.
- BERG, F.; PALMER, J.; MILLER, P.; DODDS, G. HTS system and component targets for a distributed aircraft propulsion system. **IEEE Trans. Appl. Supercond.**, v. 27, n. 4, 2017. DOI: 10.1109/TASC.2017.2652319.
- BERG, F.; PALMER, J.; MILLER, P.; HUSBAND, M.; DODDS, G. HTS electrical system for a distributed propulsion aircraft. **IEEE Trans. Appl. Supercond.**, v. 25, n. 3, 2014. DOI: 10.1109/TASC.2014.2384731.

BERG, F.; PALMER, J.; BERTOLA, L.; MILLER, P.; DODDS, G. Cryogenic system options for a superconducting aircraft propulsion system. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, v. 101, n. 1, 2015. DOI: 10.1088/1757-899X/101/1/012085.

BORER, N.K.; PATTERSON, M.D.; VIKEN, J.K.; MOORE, M.D.; BEVIRT, J.; STOLL, A.M.; GIBSON, A.R. Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator. In: **16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference**, Washington, DC, 2016. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2016-3920>.

BORGHEI, M.; GHASSEMI, M. Insulation Materials and Systems for More- and All-Electric Aircraft: A Review Identifying Challenges and Future Research Needs. **IEEE Transactions on Transportation Electrification**, v. 7, n. 3, p. 1930-1953, Sept. 2021. DOI: 10.1109/TTE.2021.3050269.

BRELJE, B.J.; MARTINS, J.R.R.A. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 104, p. 1-19, 2019. ISSN 0376-0421. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.

ELDIN, A. E. A. J., ALAMEEN, R. A. A. (2016). **Composite Material Usage in Aircraft Structure**. Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia). Faculdade de Engenharia, Universidade de Ciência e Tecnologia do Sudão. Disponível em: <http://repository.sustech.edu/bitstream/handle/123456789/15482/CompositeMaterialUsage.pdf?sequence=1>. Acesso em: 15 nov. 2022.

FILIIPENKO, M. Concept design of a high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft. **Superconductor Science and Technology**, v. 33, n. 5, p. 054002, 2020. DOI: <https://doi.org/10.1088/1361-6668/ab7991>.

FLYONE. Alpha Eletro. Disponível em: <https://flyone.com.au/electricalaircraft/alphaelectro/>. Acesso em: 20 mai 2023.

FREEMAN, J.; OSTERKAMP, P.; GREEN, M.W.; GIBSON, A.R.; SCHILTGEN, B.T. Challenges and opportunities for electric aircraft thermal management. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 86, n. 6, p. 519-524, 2014. DOI: <https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2014-0042>.

FREUND, D.; MCKISSACK, D.; HANSON, L.; BRODMAN, H. Dynamic taxi, take-off and landing roll analyses for large business jet aircraft. In: **41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, 2000, Atlanta. Proceedings... Atlanta: AIAA, 2000. p. 1526.

GALLANT, G.; GIUSEPPIN, L.; AGUERA, D. Structure de fuselage pour fuselage d'aeronef en materiau composite et aeronef equipe d'une telle structure de fuselage. **Google Patents**, 2007.

GNADT, A.R.; SPETH, R.L.; SABNIS, J.S.; BARRETT, S.R.H. Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 105, p. 1-30, 2019. ISSN 0376-0421. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.11.002>.

GOHARDANI, A.S.; DOULGERIS, G.; SINGH, R. Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft. **Prog. Aerosp. Sci.** 2011, 47, 369-391.

GREENWOOD, E.; BRENTNER, K. S.; RAU II, R. F.; GAN, Z. F. T. Challenges and opportunities for low noise electric aircraft. **International Journal of Aeroacoustics**, 2022;21(5-7):315-381. DOI:10.1177/1475472X221107377.

G1 NOTÍCIAS. Impulse II encerra viagem e é 1º avião a cruzar o mundo com energia solar.

Disponível em: <https://g1.globo.com/ciencia-e-saude/noticia/2016/07/impulse-ii-encerra-viagem-e-e-1-aviao-cruzar-o-mundo-com-energia-solar.html>. Acesso em: 14 jun 2022.

HASSAN, T.H.; SOBAIH, A.E.E.; SALEM, A.E. Factors Affecting the Rate of Fuel Consumption in Aircrafts. **Sustainability** 2021, 13, 8066. <https://doi.org/10.3390/su13148066>.

HOELZEL, J.; LIU, Y.; BENSMANN, B.; WINNEFELD, C.; ELHAM, A.; FRIEDRICHS, J. et al. Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft. In: **Energies**, v. 11, n. 1, p. 217, 2018. DOI: <https://doi.org/10.3390/en11010217>.

HORNE, T.A. Pipistrel Alpha Electro: the trainer of the future? **AOPA Pilot**, out. 2015. Disponível em: https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2015/october/pilot/f_pipistrel/. Acesso em: 21 ago. 2022.

HURT, H. H. *Aerodynamics for Naval Aviators*. Washington, D.C.: U.S. Govt. Print. Off., 1965.

KEBEDE, A. A.; KALOGIANNIS, T.; VAN MIERLO, J.; BERECIBAR, M. A comprehensive review of stationary energy storage devices for large scale renewable energy sources grid integration. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 159, p. 112213, 2022. ISSN 1364-0321. DOI: 10.1016/j.rser.2022.112213.

KIM, H. D.; PERRY, A. T.; ANSELL, P. J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology. In: **AIAA/IEEE ELECTRIC AIRCRAFT TECHNOLOGIES SYMPOSIUM**, 3. 2018, Cincinnati. Proceedings... Reston: AIAA, 2018. p. 1-24. ISBN 978-162410559-5. AIAA 2018-4998.

KURZKE, J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines. **ASME. J. Eng. Gas Turbines Power**. July 2008; 130(4): 041201. <https://doi.org/10.1115/1.2901190>.

LEIFSSON, L.; KO, A.; MASON, W.H.; Schetz, J.A.; GROSSMAN, B.; HAFTKA, R.T. Multidisciplinary design optimization of blended-wingbody transport aircraft with distributed propulsion. **Aerosp. Sci. Technol.** 2013, 25, 16–28.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 4. ed. Burlington: Elsevier, 2007.

MIELE, A. A survey of the problem of optimizing flight paths of aircraft and missiles. In: BELLAM, R. (Ed.). **Mathematical optimization techniques**. Berkeley and Los Angeles: University of California Press, 1963. p. 3-32.

MONDAL, B.; LOPEZ, C. F.; MUKHERJEE, P. P. Exploring the efficacy of nanofluids for lithium-ion battery thermal management. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 112, p. 779–794, 2017.

NGUYEN, N.T.; REYNOLDS, K.; Ting, E.; NGUYEN, N. Distributed Propulsion Aircraft with Aeroelastic Wing Shaping Control for Improved Aerodynamic Efficiency. **J. Aircr.** 2018, 55, 1122–1140.

PIPISTREL. Pipistrel Alpha Electro information pack rev 05. 2017. Disponível em: <https://www.flypipistrel.com/info-packs/Pipistrel-Alpha-ELECTRO-Information-Pack.pdf>. Acesso em: 21 ago. 2022.

PIRATEQUE, G.W.R.; SNABRIA, Y. A. C. Electric Training Aircraft in Colombia: A Review of Design, Manufacture and Feasibility. **International Journal of Astronautics and Aeronautical Engineering**, v.5, nº 1, 2020.

QIN, Y.; TANG, X.; JIA, T.; DUAN, Z.; ZHANG, J.; LI, Y.; ZHENG, L. Noise and vibration Suppression in Hybrid Electric Vehicles: State of the art and challenges. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v 124, 2020. ISSN 1364-0321. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2020.109782>.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, v. 10, nº 2, 2000.

SILVA, M.; LEMOS, B.; VIANA, M. Estudo das propriedades reológicas de nanofluidos à base de etilenoglicol e óxido de grafeno. **Matéria** (Rio de Janeiro), Rio de Janeiro, v. 26, 2021. DOI: <https://doi.org/10.1590/s1517-707620210002.1273>.

STAPLES, M. D.; MALINA, R.; SURESH, P., HILEMAN, J. I.; BARRETT, S. R. H. (2018). Aviation CO2 emissions reductions from the use of alternative jet fuels. **Energy Policy**, 114, 342-354. <https://doi.org/10.1016/j.enpol.2017.12.007>. ISSN 0301-4215.

STEINEGGER, R. Fuel economy for aircraft operation as a function of weight and distance. **Zentrum für Aviatik (ZAV), Winterthur**: ZHAW Zürcher Hochschule für Angewandte Wissenschaften. <https://doi.org/10.21256/zhaw-3466>.

STOLL, A.M.; BEVIRT, J.; MOORE, M.D.; FREDERICKS, W.J.; BORER, N.K. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. In **AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE**, 14th ed., 2014, Atlanta, GA, USA.

WHEELER, P. Technology for the more and all electric aircraft of the future. In: **IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON AUTOMATICA (ICA-ACCA)**, 2016, pp. 1-5. DOI: 10.1109/ICA-ACCA.2016.7778519.

WIRIYASART, S.; HOMMALEE, C.; SIRIKASEMSUK, S.; PRURAPARK, R.; NAPHON, P. Thermal management system with nanofluids for electric vehicle battery cooling modules. **Case Studies in Thermal Engineering**, v. 18, p. 100618, 2020.

XUE, N.; DU, W.; MARTINS, J.R.R.A.; SHYY, W. Lithium-Ion Batteries: Thermo-Mechanics, Performance, and Design Optimization. In: SHENG, W.; ZHANG, J.; YAN, J. (Eds.). **Handbook of Clean Energy Systems**, vol. 5: Energy Storage. John Wiley & Sons, Ltd, 2015. p. 2849-2864. ISBN 978-1-118-92896-6. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118991978>.

YETIK, O.; KARAKOC, T. H. Thermal and electrical analysis of batteries in electric aircraft using nanofluids. **Journal of Energy Storage**, [S.l.], v. 52, Part B, p. 104853, 2022. ISSN 2352-152X. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.est.2022.104853>.

ZHANG, J.; ROUMELIOTIS, I.; ZOLOTAS, A. Model-based fully coupled propulsion-aerodynamics optimization for hybrid electric aircraft energy management strategy. **Energy**, v. 245, p. 123239, 2022. ISSN 0360-5442. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.123239>.