

UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
FACULDADE DE ENGENHARIA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

GABRIEL SIQUEIRA MACHADO

**ANÁLISE TERMOECONÔMICA DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA EM
AERONAVES (ESTUDO DE CASO)**

Juiz de Fora

2019

GABRIEL SIQUEIRA MACHADO

**ANÁLISE TERMOECONÔMICA DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA EM
AERONAVES (ESTUDO DE CASO)**

Trabalho de conclusão de curso
apresentado ao Curso de Engenharia
Mecânica da Universidade Federal
de Juiz de Fora como requisito parcial
a obtenção do grau de Graduação em
Engenharia Mecânica

Orientadora: Yipsy Roque Benito

Juiz de Fora

2019

Ficha catalográfica elaborada através do programa de geração automática da Biblioteca Universitária da UFJF,
com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Machado, Gabriel Siqueira.

Análise Termoeconômica da Propulsão Híbrido-elétrica em aeronaves (Estudo de Caso) / Gabriel Siqueira Machado. -- 2019. 64 p.

Orientadora: Yipsy Roque Benito

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia, 2019.

1. Propulsão Híbrido-elétrica. 2. Grau de Híbridação. 3. Análise Termoeconômica. 4. Modelagem Computacional. I. Roque Benito, Yipsy, orient. II. Título.

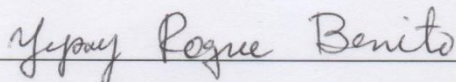
GABRIEL SIQUEIRA MACHADO

ANÁLISE TERMOECONÔMICA DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA EM
AERONAVES (ESTUDO DE CASO)

Trabalho de conclusão de curso
apresentado à banca examinadora
do Curso de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Juiz de Fora
como requisito parcial a obtenção do
grau de Engenharia Mecânica

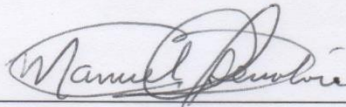
Aprovado em: 05/11/2019

BANCA EXAMINADORA



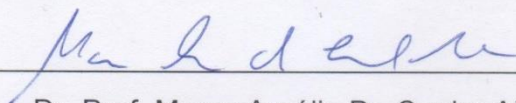
Dra. Prof^{fa}. Yipsy Roque Benito - Orientadora

Universidade Federal de Juiz de Fora



Dr. Prof. Manuel Arturo Rendón Maldonado

Universidade Federal de Juiz de Fora



Dr. Prof. Marco Aurélio Da Cunha Alves

Universidade Federal de Juiz de Fora

RESUMO

Com os recentes avanços tecnológicos, novos meios de conversão de energia vêm sendo criados, sendo um deles o sistema de propulsão híbrido-elétrico. Um dos motivos para a criação deste sistema é a que ele faz com que duas ou mais fontes energéticas diferentes trabalhem em conjunto reunindo as vantagens de cada uma delas. Com isso, surgem novos desafios para a criação desse sistema como o gerenciamento dessas energias provinda de duas ou mais fontes distintas e o conhecimento e controle do custo exergético final associado. Neste trabalho procede-se a um estudo da análise termoeconômica e da gestão energética da propulsão híbrido-elétrica em aeronaves. Foi criado um modelo matemático preliminar que descreve o funcionamento do tanque de combustível e da bateria em regime transiente e do motor de combustão interna, dos conversores, do motor elétrico e da hélice em regime permanente, assim como os balanços de massa, energia, entropia e exergia aplicados a esses componentes. Foi realizada uma simulação computacional em um software de solução simultânea de equações onde é avaliado o fator de hibridação para a melhor eficiência global, o menor peso final da aeronave, a maior eficiência exergética global e o menor custo exergético. O presente estudo foi feito com base na bancada de experimentos da Universidade Federal de Juiz de Fora criada pelo grupo de conversão eletromecânica de energia (GCEME). Para as condições de entrada, foi verificado que o sistema híbrido pode suprir as mesmas demandas de um sistema convencional com vantagens de maiores eficiências global e exergética quando a propulsão é dada 90% pela bateria, menor peso final de decolagem quando a propulsão é dada 20% pela bateria e custo exergético 75% menor do que o sistema convencional quando a propulsão é dada 50% pela bateria.

Palavras Chave: Propulsão Híbrido-elétrica; Grau de Hibridação; Análise Termoeconômica; Modelagem Computacional.

ABSTRACT

With the recent technological advances, the new means of energy production started to be created, being one of them the hybrid electric propulsion system. One of the reasons for creating this system is that it causes two or more different energy sources to work together, bringing together the advantages of each. With this, new challenges arise for the creation of this system as the management of these energies coming from two or more distinct sources and the knowledge and control of the associated final exergetic cost. In this work, we proceed to a study of thermoeconomic analysis and energy management of hybrid electric propulsion in aircraft. A preliminary mathematical model that describes the operation of the fuel tank and the battery in transiente regime, the internal combustion engine, the converters, the electric motor and the propeller in permanent regime, such as the balances of mass, energy, entropy, and exergy applied to these components. A computer simulation was performed in a simultaneous equation solution software, where it is evaluated or hybridization factor for better overall efficiency, or lower final aircraft weight, higher overall exergetic efficiency and lower exergetic cost. The present study was based on the experiment bench created by the electromechanical energy conversion group (GCEME). For the entry conditions, it was verified that the hybrid system can supply the same demands as a conventional system with advantages of higher overall and exergetic efficiency when a propulsion is given 90% by battery, lower final takeoff weight when a propulsion is given 20% by battery and exergetic cost 75% lower than conventional system when propulsion is given 50% by battery.

Keywords: Hybrid-electric Propulsion; Hybridization Degree; Thermoeconomic Analysis; Computational modeling.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Topologia Híbrida em Série.....	21
Figura 2 – Topologia Híbrida em Paralelo.....	22
Figura 3 – Outras topologias.....	23
Figura 4 - Esquema de funcionamento da Turbina a Gás aeronáuticas.....	24
Figura 5 – Esquema do motor elétrico síncrono com controlador eletrônico de velocidade.....	26
Figura 6 – Infográfico da densidade energética das baterias.....	27
Figura 7 – Balanço energético do tanque de combustível.....	31
Figura 8 – Balanço energético da turbina a gás.....	32
Figura 9 – Balanço exergético da turbina a gás.....	33
Figura 10 – Curva de descarga de uma bateria Li-íon genérica.....	35
Figura 11 – Balanço de energia da bateria.....	37
Figura 12 – Balanço de energia dos conversores.....	38
Figura 13 – Balanço de energia do motor elétrico.....	39
Figura 14 – Balanço de energia da hélice.....	40
Figura 15 – Balanço de energia do sistema completo.....	41
Figura 16 – Estrutura física do sistema.....	44
Figura 17 – Desempenho Global x Grau de Hibridação.....	48
Figura 18 – Massa de Combustível x Grau de Hibridação.....	48
Figura 19 – Peso Máximo de Decolagem x Grau de Hibridação.....	49
Figura 20 – Eficiência Exergética Global x Grau de Hibridação.....	50
Figura 21 – Tensão da bateria x tempo.....	51
Figura 22 – Custo exergético final x Grau de hibridação.....	52

Figura 23 – Custo exergetico final para uma dada variaçao de tempo x Grau de hibridaçao.....54

LISTA DE SÍMBOLOS

	Descrição	Unidade
Letras		
a	Coeficiente	[-]
A	Amplitude da zona exponencial	[V]
B	Constante de carga inversa	[Ah ⁻¹]
C	Custo Exergético	[W]
C ₀	Custo Exergético específico	[J]
CP	Carga parcial	[-]
cp	Calor específico	[kJ/kg*K]
d	Distância	[m]
E	Energia	[kJ]
e	Energia específica	[Wh/kg]
E ₀	Tensão interna da bateria	[V]
ESAR	Desempenho global do sistema	[-]
PCI	Poder calorífico do combustível	[J/kg]
g	Aceleração da gravidade	[m/s ²]
G	Energia livre de Gibbs	[kJ]
h	Entalpia específica	[kJ/kg]
i	Corrente da bateria	[A]
K	Constante de polarização	[Ω]
L	Perdas	[W]
L/D	Coeficiente de arrasto	[-]
m	Massa	[kg]
\dot{m}	Vazão mássica	[kg/s]
n _e	Número de elétrons envolvidos	[-]
OWELWE	Massa de operação sem bateria e combustível	[kg]
P	Pressão	[kPa]
\dot{Q}	Transferência de calor	[kJ]
Q	Capacidade da bateria	[Ah]
R	Resistência da bateria	[Ω]
R	Constante universal dos gases	[kJ/kg*K]
s	Entropia específica	[kJ/kg*K]
t	Tempo	[s]
T	Temperatura	[°C]
u	Energia interna	[kJ/kg]
V	Tensão da bateria	[V]
Vel	Velocidade	[m/s]
Vol	Volume	[m ³]
\dot{W}	Potência	[W]
\dot{X}	Exergia	[W]
Sub-índices		
acu	Acumulada	[-]

BAT	Bateria	[-]
CON	Conversores	[-]
D	Destruída	[-]
EME	Motor elétrico	[-]
EXP	Exponencial	[-]
f	Final	[-]
FUE	Combustível	[-]
FULL	Carga Completa	[-]
G	Gerada	[-]
HEL	Hélice	[-]
i	Inicial	[-]
ICE	Motor de combustão interna	[-]
in	Entrada	[-]
MTOW	Peso máximo de decolagem	[-]
NOM	Nominal	[-]
out	Saída	[-]
sis	Sistema	[-]
SPH	Sistema Híbrido	[-]
STG	Tanque de Combustível	[-]
VC	Volume de controle	[-]
Gregas		
α	Quantidade de Carbono no combustível	[-]
β	Grau de eletrificação	[-]
γ	Quantidade de Hidrogênio no Combustível	[-]
δ	Degradação da Bateria	[-]
η	Eficiência	[-]
ξ	Relação exergia-energia do combustível	[-]
ρ	Densidade	[kg/m ³]
τ	Torque	[Nm]
φ	Grau de hibridação	[-]
ψ	Exergia de Fluxo de Massa	[W]

Sumário

1 – INTRODUÇÃO	13
1.1 – CONSIDERAÇÕES INICIAIS	13
1.2 - MOTIVAÇÃO	14
1.3 – OBJETIVOS	15
1.3.1 – Objetivo Geral	15
1.3.2 – Objetivos Específicos	15
1.4 – ESTRUTURA DA MONOGRAFIA	15
2 – FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
2.1 – GERENCIAMENTO DE ENERGIA	19
2.2 - ANÁLISE TERMOECONÔMICA	22
2.3 - TOPOLOGIAS HÍBRIDAS	23
2.3.1 – Topologia Híbrida Série	23
2.3.2 – Topologia Híbrida Paralela	24
2.3.3 – Outras Topologias	24
2.4 – COMPONENTES PRINCIPAIS DO SISTEMA	25
2.4.1 – Turbina a gás	25
2.4.2 – Tanque de Combustível	27
2.4.3 – Motor Elétrico	27
2.4.4 – Baterias	28
3 – MODELO MATEMÁTICO	31
3.1 – HIPÓTESES SIMPLIFICADORAS	31
3.2 – MODELO PRELIMINAR DA PROPULSÃO	31
3.2.1 – Equações Gerais	31
3.2.2 - Tanque de Combustível	33
3.2.3 - Turbina	34
3.2.4 - Bateria	36
3.2.5 – Conversores	40
3.2.6 - Motor Elétrico	41
3.2.7 - Hélice	42
3.2.8 - Parâmetros de combinados	43
3.2.9 – Modelo do Corpo da Aeronave	44
3.3 - ABORDAGEM TERMOECONÔMICA	45
4 - SIMULAÇÃO	48
4.1 – METODOLOGIA	48
4.2 – ANÁLISE PARAMÉTRICA	50

4.3 - COMPARAÇÃO DO SISTEMA HÍBRIDO COM O SISTEMA CONVENCIONAL E ELÉTRICO	55
5 – CONCLUSÕES	56
5.1 – CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	56
5.2 - SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	57
REFERÊNCIAS	59

1 – INTRODUÇÃO

1.1 – CONSIDERAÇÕES INICIAIS

Com o crescente aumento da população mundial e o avanço tecnológico, a demanda de energia vem sendo uma questão de extrema importância para a sociedade nos dias de hoje. A base energética mundial é primordialmente vinda de energias não-renováveis, ou seja, combustíveis fósseis (BARROS, 2007), o que gera impactos negativos para o meio ambiente. Visando a redução desses impactos e o futuro das fontes de energia, novos meios de conversão de energia vêm sendo criados e aperfeiçoados ao longo dos anos.

Um desses meios são as tecnologias híbridas. Um veículo híbrido é aquele que utiliza duas ou mais fontes diferentes de energia, gerando uma utilização combinada dessas duas fontes e que são controladas por um parâmetro definido como grau de hibridação. Este grau de hibridação é o parâmetro que define a quantidade de potência que cada uma das fontes enviará para o sistema de propulsão.

Para a realização de um projeto de propulsão híbrido-elétrica, é necessário que as duas fontes energéticas trabalhem em conjunto e sejam dimensionadas de maneira ideal. Este dimensionamento pode ser feito através de um gerenciamento de energia.

O objetivo do gerenciamento de energia é promover a administração das fontes energéticas do sistema, além de monitorar a utilização de cada equipamento e, devido à complexidade do projeto, organizar os recursos disponíveis. Um dos desafios em um sistema híbrido é a gestão de energia provinda da combinação de duas fontes diferentes, o tanque de combustível e a bateria.

A fim de promover um pleno entendimento do sistema energético, é necessário conhecer as áreas e os equipamentos que possuem o maior potencial de trabalho sob certas condições, ou seja, realizar uma análise exérgica deste sistema.

Quando se combina a análise exergética com a análise econômica de um sistema térmico, gera-se uma análise termoeconômica. Baseada na segunda lei da termodinâmica, esta análise é importante na avaliação do projeto, visto que ela associa custo monetário ao potencial máximo de trabalho de um sistema. Uma variável importante usada na abordagem termoeconômica é o custo exergético, sendo este definido como a quantidade de exergia necessária para a obtenção de um determinado fluxo exergético (CERQUEIRA, 1999). Quantificar e minimizar o custo exergético de produtos finais é um dos resultados fundamentais que pode ser alcançado quando aplicada a Teoria do custo exergético.

O presente trabalho faz parte de um estudo maior realizado pelo Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia (GCEME), o qual tem o objetivo de planejar, projetar, construir e instalar um banco de ensaios para propulsão aeronáutica híbrida turboelétrica em configuração série para o estabelecimento de uma base de conhecimentos multidisciplinar das diversas áreas envolvidas. O papel deste trabalho é caracterizar a gestão energética e aplicar uma abordagem termoeconômica ao sistema de propulsão híbrido-elétrico.

1.2 - MOTIVAÇÃO

Apesar das vantagens de um sistema de propulsão híbrido-elétrico, com essa nova tecnologia surgem novos desafios, como a maior complexidade no projeto, construção e manutenção do sistema, um maior peso de equipamento se comparado ao sistema convencional com motor de combustão interna e pontos de operação ótimos para a porcentagem de usos de ambas as fontes.

Existem diversas formas de organizar esses componentes, mas três dessas topologias são as mais utilizadas: série, paralelo e combinada. Cada uma dessas topologias possui características específicas, assim como vantagens e desvantagens com relação as outras e são aplicadas em indústrias automotivas e aeronáuticas (SCHÖMANN, 2013; Friedrich e Robertson, 2014).

A topologia escolhida para a realização deste trabalho foi a topologia série que é a mesma proposta no projeto do GCEME.

1.3 – OBJETIVOS

1.3.1 – Objetivo Geral

Analisar a abordagem termoeconômica de uma propulsão híbrido-elétrica para aeronaves e estudar a gestão energética e exergética deste sistema baseado num estudo de caso de uma bancada de testes do GCEME.

1.3.2 – Objetivos Específicos

- Modelar um sistema híbrido-elétrico para uma bancada de testes de propulsão aeronáutica.

- Simular o comportamento energético e exergético do sistema variando o valor do grau de hibridação.

- Determinar pontos de maior eficiência global e exergética, menor peso final da aeronave e menor custo exergético.

- Simular o comportamento da bateria em um estado de carregamento/descarregamento.

- Realizar uma análise paramétrica.

- Comparar o sistema híbrido-elétrico com o sistema convencional e elétrico.

- Analisar a influência do grau de hibridação do custo exergético final do sistema.

- Modelar termoeconomicamente o sistema e determinar como se comporta o custo exergético do produto final em função de variáveis de operação.

1.4 – ESTRUTURA DA MONOGRAFIA

O conteúdo desta monografia encontra-se dividido em seis capítulos, conforme a descrição a seguir:

No **capítulo 1**, é apresentada uma introdução ao tema, abordando o crescimento do mercado em relações a tecnologia de propulsão elétrica-híbrida e a importância de se estudar novas fontes de energia alternativas renováveis.

Além disso, é apresentado as motivações, os objetivos e a organização do trabalho.

O **capítulo 2** apresenta a revisão bibliográfica e a fundamentação teórica sobre o tema da propulsão híbrido-elétrica em aeronaves, gerenciamento de energia em sistemas híbridos e análise termoeconômica. Descreve as diferentes topologias híbrido-elétricas, citando as vantagens e desvantagens de cada uma e comparando-as. Vários artigos e dissertações sobre o tema são apresentados e é mostrado o objetivo, a importância e as conclusões de cada um destes artigos. Também são apresentados o funcionamento e as características dos dispositivos principais do sistema híbrido estudado.

No **capítulo 3**, é apresentada a análise energética e exergética utilizada na criação de um modelo preliminar, composto das equações gerais de balanços, do comportamento do sistema híbrido em uma bancada projetada pelo grupo de estudos da UFJF, GCEME. Além disso, apresenta a aplicação dos balanços de massa, energia e exergia no equacionamento de cada componente do sistema híbrido, bem como os esquemas de cada componente, eficiências energéticas e exergéticas e o esquema geral do sistema de propulsão. Neste capítulo, também são definidos alguns parâmetros da combinação de um sistema convencional e um sistema elétrico, como o grau de hibridação, o grau de baterização e desempenho global do sistema. É feita também uma abordagem da teoria do custo exergético para a realização da análise termoeconômica do sistema onde é criado um sistema de equações e uma matriz para definir os custos exergéticos de cada fluxo do sistema.

O **capítulo 4** apresenta os resultados e discussões obtidos no trabalho. É apresentada a simulação energética, exergética e termoeconômica realizada e os resultados obtidos pelo software Engineering Equation Solver (EES). Para o auxílio da interpretação dos resultados, alguns gráficos de variáveis de interesse são plotados. É feita também uma comparação dos parâmetros mais importantes de um sistema convencional de propulsão (utilizando somente o motor de combustão interna), um sistema de propulsão puramente elétrico (utilizando somente o motor elétrico) e um sistema de propulsão híbrido-elétrico (utilizando igualmente os dois motores).

O **capítulo 5** apresenta as conclusões do trabalho. É feita uma análise dos resultados obtidos, as contribuições do trabalho e são apresentadas as sugestões para trabalhos futuros.

2 – FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nos dias atuais, existem diversas normas regulamentadoras para emissões de gases poluentes para motores de combustão interna. Além disso, grande parte da fonte energética brasileira provém de fontes de combustíveis não-renováveis. Com isso, surgem novas propostas para os sistemas de propulsão: as propulsões híbrido-elétrica e elétrica. Porém, a propulsão elétrica, atualmente não consegue suprir a exigência de uma grande autonomia (MARTÍNEZ, 2011), visto que a densidade de energia da bateria ainda é baixa se comparada com a energia específica dos combustíveis (BALSARA, 2013). Uma das alternativas para esse dilema é a propulsão híbrido-elétrica, que é uma tecnologia de transição para a propulsão puramente elétrica (SCHÖMANN, 2013).

Uma síntese de um projeto de uma aeronave convencional é mostrada por Nam, Soban e Mavris (2005) e é dividida em duas partes: análise de restrições e análise de missão. São apresentados modelos baseados num sistema de propulsão generalizado, considerando um sistema de múltiplas fontes de energia e um equacionamento do peso da aeronave por equações diferenciais. No tópico sobre a análise da missão, são feitas as análises sobre uma estimativa das energias consumíveis (onde é englobado um excesso de energia positivo e sem excesso de energia, simulando a etapa de cruzeiro) e uma análise sobre estimativa das energias não consumíveis, além de uma estimativa do peso da aeronave.

Um artigo produzido por Pernet et al (2013) mostra um modelo matemático do sistema de propulsão híbrido elétrico baseado nas potências e eficiências de cada equipamento. Este modelo possui uma metodologia baseada no tamanho e no desempenho da aeronave a fim de determinar a potência necessária para cada missão específica.

Um modelo simplificado de um sistema de propulsão híbrido-elétrico para aeronaves de pequeno porte é feito por Kreimeier e Stumpf (2017), assim como conceitos e estimativas de valores de algumas variáveis baseados em duas etapas de equacionamento: a etapa de equacionamento de energias em cada etapa de voo e a etapa do equacionamento das massas de todos componentes

do sistema. Trazem uma comparação de custo de operação da propulsão híbrido-elétrica com a propulsão convencional. Mostram também diferentes gráficos de custo de operação x alcance da aeronave com diferentes taxas de hibridação.

2.1 – GERENCIAMENTO DE ENERGIA

O gerenciamento de energia ou gestão energética (GE) é uma ferramenta de grande importância no estudo de um sistema de propulsão. Este gerenciamento promove o conhecimento e controle de todas as fontes energéticas do sistema, administrando a produção e o consumo de energia a partir de um estudo detalhado destas fontes. O monitoramento da utilização de cada equipamento a fim de se obter a máxima eficiência global e o mínimo custo do produto energético. Esta gestão se faz presente também, na organização dos recursos disponíveis para a implementação de um sistema de propulsão, tendo em vista a complexidade e o alto custo desta implementação.

O objetivo do presente estudo é caracterizar demanda energética do sistema para que o projeto atenda aos requisitos estabelecidos. Tendo conhecimento sobre todas as fontes de energia, seja na produção, consumo ou perdas, o gerenciamento ajuda na visualização das áreas de maior perda e nos equipamentos que se deve obter uma melhora, facilitando assim, uma possível otimização variando o percentual de utilização das fontes energéticas. Além disso, o estudo se torna uma ferramenta na tomada de decisões (escolha de uma turbina a gás, motor elétrico ou o percentual de potência fornecido por cada um deles para o sistema, por exemplo).

A realização do gerenciamento de energia é feita através de diversos estudos, sendo eles: balanços energéticos e exergéticos, análise das eficiências e controle de demanda. A análise é feita individualmente para cada componente do sistema.

Çengel (2013) conceitua balanço de energia com base no princípio de conservação de energia que diz que a variação líquida da energia do sistema durante um processo é igual a diferença entre a energia total que entra e a energia total que sai do sistema durante este processo, ou seja, a energia não pode ser criada ou destruída, somente modificada.

Shapiro (2013) conceitua exergia como sendo o máximo trabalho teórico possível de ser obtido a partir de um sistema global, composto por um sistema e o ambiente, conforme este entra em equilíbrio com o ambiente, ou seja, é o máximo trabalho que é possível se obter em determinadas condições. Portanto, uma análise exérgica do sistema é de grande importância afim de se ter conhecimento da área de maior trabalho no sistema.

A análise paramétrica é uma ferramenta baseada em uma simulação computacional para realizar um estudo detalhado de cada variável do projeto, observando sua importância no sistema de propulsão com o objetivo de otimizá-las e assim, obter o melhor rendimento global do sistema ou o mínimo custo do produto. O estudo é feito variando-se uma das variáveis enquanto as outras são mantidas constantes. Conforme o estudo vai avançando, as variáveis de maior importância são observadas e são otimizadas, melhorando assim, a eficiência global do sistema.

A definição de simulação proposta por Kelton, Sadowski & Sadowski (1998) que diz “simulação é o processo de projetar e criar um modelo em um computador de um sistema real ou proposto para o propósito de conduzir experimentos numéricos para nos dar uma melhor compreensão do comportamento de um dado sistema dada uma série de condições.”

O controle de demanda é feito através da simulação computacional do comportamento do sistema em diversas situações. Visto que o estudo se dá em sistemas híbridos, este controle de demanda é feito através de parâmetros que indicam a quantidade de energia que cada componente fornece em comparação com a energia total do sistema.

O controle de demanda tem uma vasta aplicação, podendo ser feito em qualquer sistema mecânico ou elétrico com uma ou mais fontes de energia por onde se deseja obter um mecanismo de gerenciamento destas fontes.

Algumas revisões de estratégias de gerenciamento de energia da literatura focando na modelagem e controle de veículos híbridos com arquitetura paralela são feitos por Enang e Bannister (2017). Os autores dividem a modelagem computacional em três estágios: modelo detalhado, looping de software e looping de hardware. No modelo detalhado, o foco é na modelagem

do motor de combustão interna e no motor elétrico, a fim de promover informações detalhadas sobre as características específicas dos componentes. No looping de software e de hardware, a modelagem é mais aprofundada e mais geral, necessitando da modelagem de todos os componentes principais do sistema híbrido. O artigo traz também três modelos de aproximação para a modelagem de sistemas híbridos, que são: aproximação cinemática, quase-estática e dinâmica, cada uma com seus aprofundamentos e particularidades. Huang et al (2016) apresentam também uma revisão das estratégias de gerenciamento de energia, porém, com ênfase em um modelo de controle preditivo.

Um algoritmo de GE em programação dinâmica é apresentado por Zhuang et al (2017) para desenvolver vários modos de condução em veículos híbridos para diferentes funções: maior torque, menor consumo e maior eficiência em baixas, médias e altas velocidades. Demonstrou que este algoritmo tem potencial para atingir seus objetivos na diminuição do consumo de combustível, mantendo o funcionamento suave do motor e aumentando o conforto da direção. Ming et al (2017) apresentam um estudo similar, porém, com uma estratégia de controle em fuzzy. Raslavičius et al (2016) realizam este estudo em automóveis com tração em duas rodas, tração em quatro rodas e tração integral inteligente.

Uma solução analítica na otimização da GE em veículos híbridos com arquitetura paralela é mostrada por Hadj-Said et al (2017). O autor faz uso do princípio mínimo de Pontryagin em sua solução, que é utilizado para encontrar o melhor controle possível em sistemas dinâmicos, ou seja, um ponto ótimo em seu funcionamento. Para validar a solução analítica é feito também um método numérico utilizando variáveis contínuas e discretas.

A otimização da GE em um automóvel a diesel híbrido é apresentada por Tribioli e Bella (2018), com arquitetura paralela com o objetivo de se obter a mínima emissão de poluentes e entender o desempenho geral da propulsão. Demonstram o potencial do uso da arquitetura híbrida para limitar a emissão dos poluentes onde foi observada uma redução de 35% na emissão de partículas baseado em Princípio Mínimo de Pontryagin.

2.2 - ANÁLISE TERMOECONÔMICA

A análise termoeconômica combina a análise exergetica e a análise econômica de sistemas energéticos. É feita através de técnicas de análises baseadas na segunda lei da termodinâmica que têm como objetivo a atribuição de custos à exergia (metodologia exergoeconômica) e a otimização do sistema (metodologia estrutural) (CAMPO, 1999).

Exergoeconomia é um termo que caracteriza mais precisamente a combinação das análises exergetica e econômica utilizando o custo da exergia (CAMPO, 1999). Alguns autores utilizam os termos termoeconomia e exergoeconomia como sendo iguais, porém para este trabalho, o termo termoeconomia será empregado para a análise geral e o termo exergoeconomia para a atribuição de custos à exergia.

As metodologias de análise termoeconômica podem ser classificadas de acordo com dois tópicos principais: Estrutural e Exergoeconomia. A metodologia de análise estrutural é voltada para o conceito de otimização e análise funcional do sistema. Já a metodologia de exergoeconomia é voltada para a atribuição de custos da exergia.

Segundo Tsatsaronis (1993), uma análise termoeconômica consiste em: uma análise detalhada sobre exergia, uma análise econômica levada a nível de componente do sistema energético que está sendo avaliado, atribuição de custos à exergia e a avaliação exergoeconômica de cada componente do sistema.

O método de se aplicar valores na energia disponível foi introduzido em 1932 por Keenan (REISTAD E GAGGIOLI, 1980). Posteriormente, após vários outros trabalhos (EL SAYED, 1970; GAGGIOLI E FEHRING, 1978; WEPFER, 1980) foram propostas duas metodologias de análise criadas por Valero e Lozano (1993) e por Tsatsaronis (1993).

Essas análises, possuem uma grande importância num projeto de propulsão híbrido-elétrico para a realização de uma avaliação da abordagem econômica de implantação deste sistema em uma aeronave. No presente

trabalho estas análises serão utilizadas para avaliar o comportamento do custo exergético final do sistema com relação ao grau de hibridação.

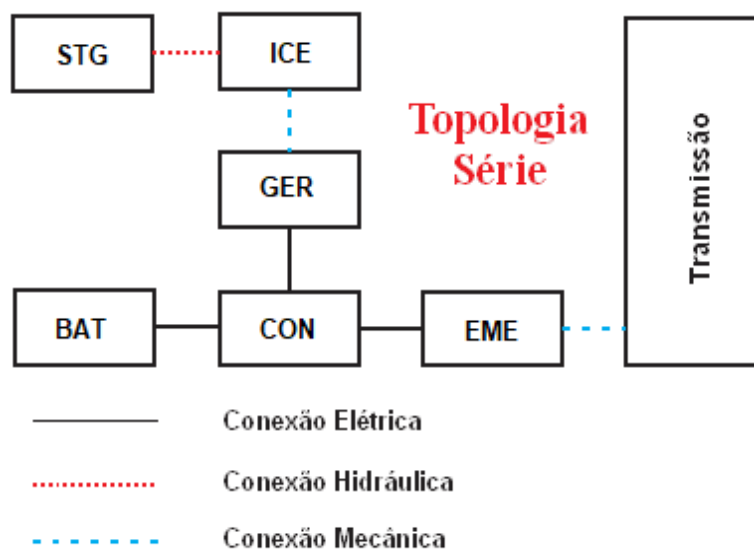
2.3 - TOPOLOGIAS HÍBRIDAS

As topologias híbridas são classificadas de acordo com as posições de cada elemento no sistema, como são arranjadas e conectadas entre si e qual fonte de energia fornecerá a potência que chega ao eixo (elétrica ou mecânica), podendo ser em série, paralelo, série-paralelo, complexa, entre outras.

2.3.1 – Topologia Híbrida Série

Na topologia série, apresentada na figura 1, tem-se um tanque de combustível que fornece energia para o motor de combustão interna (ICE), transformando a energia química do combustível em potência mecânica.

Figura 1 – Topologia Híbrida em Série



Fonte: Friedrich e Robertson (2014) Modificado

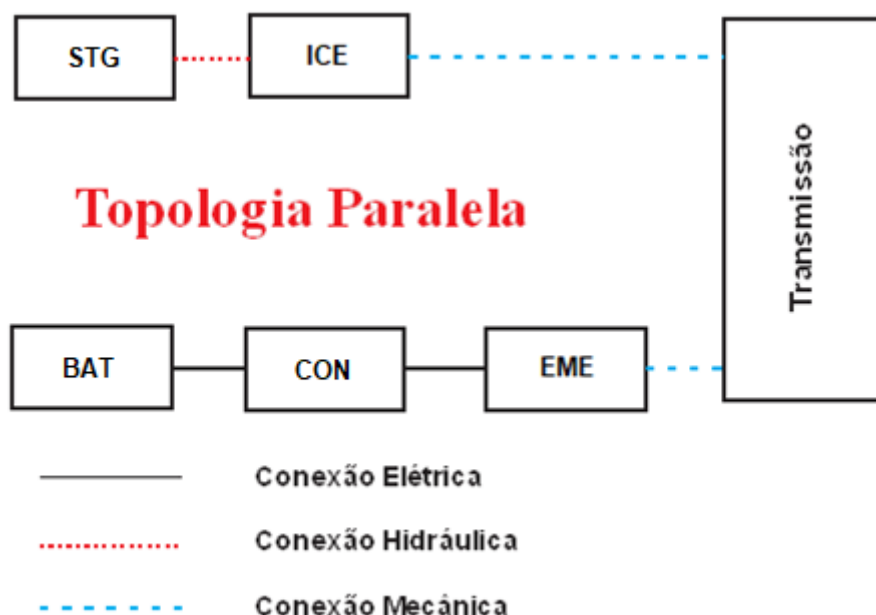
A potência gerada pelo ICE é transmitida para um gerador, que transforma esta energia mecânica em energia elétrica. O motor elétrico (EME) é alimentado por duas fontes de energia, sendo estas somente o gerador, somente a bateria ou ambas as fontes, em caso de combinação de energias. Por fim, o EME é responsável pela transmissão de potência para o eixo final, que pode ser uma hélice, quando se tratar de aeronaves.

2.3.2 – Topologia Híbrida Paralela

Na topologia paralela, mostrada na figura 2, existem duas vertentes de potência chegando à transmissão, proveniente do ICE e proveniente do EME. Por não possuir um gerador, esta topologia possui um peso menor. É normalmente utilizada em automóveis devido a sua menor complexidade. Existem várias formas de se utilizar o ICE, sendo que a estratégia mais usada é o uso do motor elétrico nas velocidades baixas e do ICE nas altas, onde este é mais eficiente.

A seguir, pode-se ver uma imagem exemplificando um modelo desta topologia.

Figura 2 – Topologia Híbrida em Paralelo



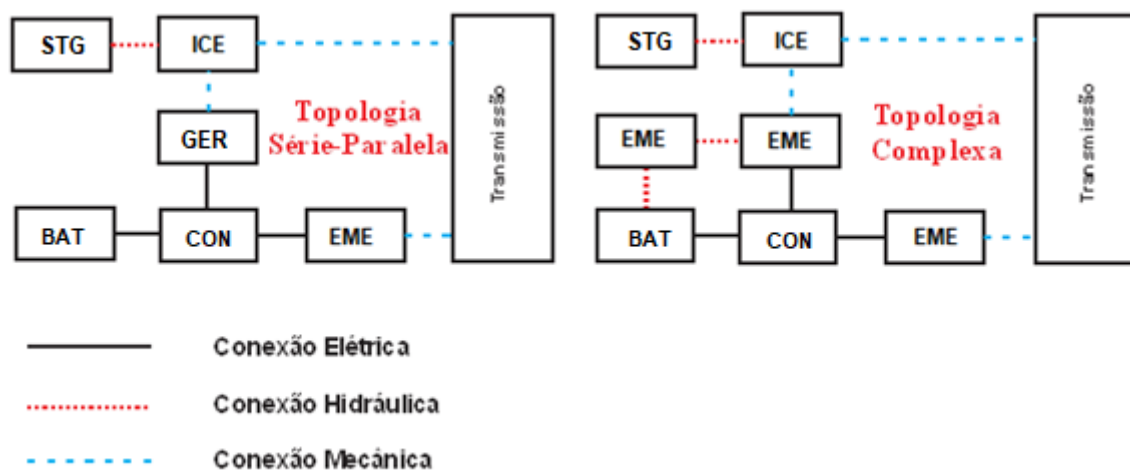
Fonte: Friedrich e Robertson (2014) Modificado

2.3.3 – Outras Topologias

Além das já discutidas, existem várias formas de se posicionar os elementos, criando diversas topologias para os mais diferentes fins. Cada uma delas possuem pontos fortes, porém as mais utilizadas são as topologias em série e em paralelo.

A figura 3 mostra dois outros modelos de topologias híbridas: série-paralela e complexa.

Figura 3 – Outras topologias



Fonte: Friedrich e Robertson (2014) Modificado

2.4 – COMPONENTES PRINCIPAIS DO SISTEMA

A seguir, serão descritas as características principais e os princípios de funcionamento dos componentes de um sistema híbrido em série.

2.4.1 – Turbina a gás

A turbina a gás é uma máquina térmica que tem como objetivo a geração de potência mecânica ou geração de empuxo, dependendo de sua aplicação. Sua geração de potência provém da energia química contida nos combustíveis, que quando queimados, geram energia térmica.

As turbinas podem ser classificadas de turbinas estacionárias e turbinas aeronáuticas.

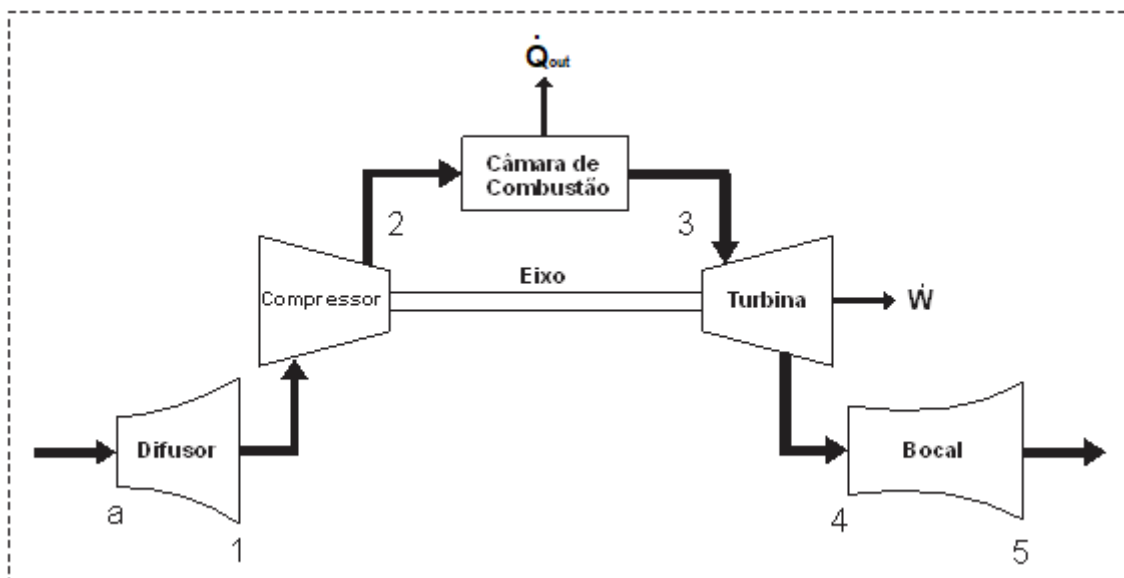
Obteve um sucesso total na indústria aeronáutica devido a uma ótima relação peso/potência (VAN WYLEN, 2003). Também obteve um sucesso razoável em indústrias de geração de energia devido a sua garantia de grande confiabilidade e disponibilidade e instalação rápida.

As turbinas a gás industriais foram projetadas com o intuito de atingir uma vida útil consideravelmente grande, o que pode atingir o valor na casa das 100 mil horas (SARAVANAMUTTOO, 2001). Têm como características sua robustez (devido ao ambiente industrial), alto nível de confiabilidade, possuem uma certa flexibilidade na escolha do combustível, além de terem um baixo custo.

As turbinas a gás aeroderivativas são turbinas aeronáuticas modificadas para o uso industrial. Têm como características uma alta eficiência, alta confiabilidade, flexibilidade na manutenção e uma alta relação potência/peso, o que as fazem ser utilizadas em locais de difícil acesso, como plataformas marítimas (VAN WYLEN, 2003).

O ciclo de funcionamento de uma turbina a gás aeronáutica é o Ciclo de Propulsão a Jato (Ciclo Brayton modificado) e é mostrado na figura 4. O ar a temperatura ambiente entra em um difusor (a), onde é desacelerado e sua pressão aumenta. Após o difusor, o ar entra pelo compressor (1), onde sofre um aumento significativo na pressão e na temperatura. Seguido desse aumento de pressão (2), o ar passa pela câmara de combustão onde é queimado junto com o combustível a uma pressão constante. Em seguida, os gases resultantes da combustão a alta temperatura entram na turbina (3), onde se expandem até uma pressão mais baixa produzindo potência apenas para acionar o compressor e os equipamentos auxiliares, ou seja, não produzem trabalho líquido. Estes gases de exaustão, ainda a alta pressão, passam por um bocal (4) onde são acelerados fornecendo o empuxo necessário para movimentar a aeronave.

Figura 4 - Esquema de funcionamento da Turbina a Gás aeronáuticas



Fonte: Autor

No presente trabalho, será utilizada uma turbina a gás estacionária como motor de combustão interna. O trabalho de eixo realizado pela turbina, fornece

energia para os conversores, os conversores fornecem energia para o motor elétrico e por fim, o motor elétrico aciona a hélice de maneira similar à apresentada no esquema da figura 1. A escolha da turbina foi feita com base na turbina utilizada no projeto do GCEME.

2.4.2 – Tanque de Combustível

O tanque de combustível (STG) é um dispositivo criado para armazenar a energia química contida nos combustíveis. Essa energia química será utilizada na câmara de combustão se transformando em energia térmica através do processo de combustão, gerando potência mecânica. Desempenha um papel importante na elaboração do projeto pois a capacidade de armazenamento do tanque de combustível é proporcional à autonomia da aeronave, ou seja, define a faixa de operação de cada aeronave.

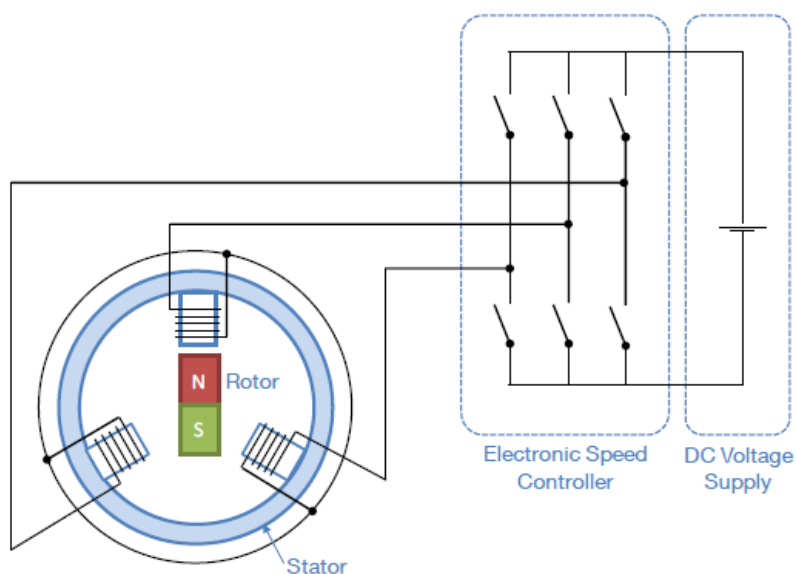
Há também um significativo impacto no peso final da aeronave, pois variando a geometria do tanque, varia-se sua capacidade de armazenamento e assim, a quantidade de combustível armazenado, fazendo com que o peso de combustível se torne maior e ocorra uma maior demanda de potência mecânica dos motores.

2.4.3 – Motor Elétrico

O motor elétrico (EME) é um equipamento elétrico que pode ser utilizado como fonte geradora, quando converte energia elétrica em energia mecânica. Também pode ser utilizado como fonte motora, quando converte energia mecânica em energia elétrica.

O EME é constituído basicamente de duas partes, uma parte móvel (rotor) e uma parte estática (estator), onde se encontram ímãs em ambas as partes. Os ímãs do estator atraem e repelem os ímãs que se encontram no rotor. Para manter um movimento constante, a polaridade dos ímãs é constantemente mudada devido a corrente alternada fornecida pela rede. Quando o motor está sendo utilizado como fonte motora, a energia mecânica é fornecida ao sistema e, com isso, ocorrem variações no campo magnético, gerando assim, a energia elétrica. A frequência da rede de instalação impacta na rotação do motor, sendo proporcionais entre si.

Figura 5 – Esquema do motor elétrico síncrono com controlador eletrônico de velocidade



Fonte: SCHOMANN, 2014.

Uma vantagem que vale a pena ressaltar com a propulsão dada por um EME, é que dado o maior torque em velocidade zero do motor elétrico o avião tem maior aceleração na decolagem o que significa menor distância a ser percorrida na decolagem. Isto é significativo, pois no Brasil existe uma grande quantidade de pequenas pistas de pouso que não são utilizadas pelas aeronaves de aviação comercial por esse motivo e que poderiam vir a ser utilizadas. Com dados obtidos da revista Aeromagazine (2012), só no Brasil, existem cerca de 3 mil aeroportos, dos quais somente 750 são abertos ao público.

2.4.4 – Baterias

As baterias são os equipamentos responsáveis pelo armazenamento de energia e fornecimento de tensão. Seu funcionamento se baseia em reações químicas de oxi-redução, onde cada célula possui dois eletrodos, um positivo chamado de catodo e um negativo chamado de anodo. Quando um dos eletrodos é inserido dentro de um eletrólito, ocorre uma oxidação, criando um potencial elétrico entre os eletrodos.

Podem ser classificadas em células primárias e secundárias. As células primárias são utilizadas para uso único, ao contrário das secundárias que podem ser recarregadas e reutilizadas. As células primárias fornecem maior energia,

porém, para aeronaves o uso das células secundárias é utilizado devido ao alto custo.

Um grande desafio para os pesquisadores é obter um aumento da densidade de energia armazenada nas baterias, que ainda é muito baixo. Se comparado com combustíveis fósseis, essa densidade de energia chega a ser dez vezes inferior.

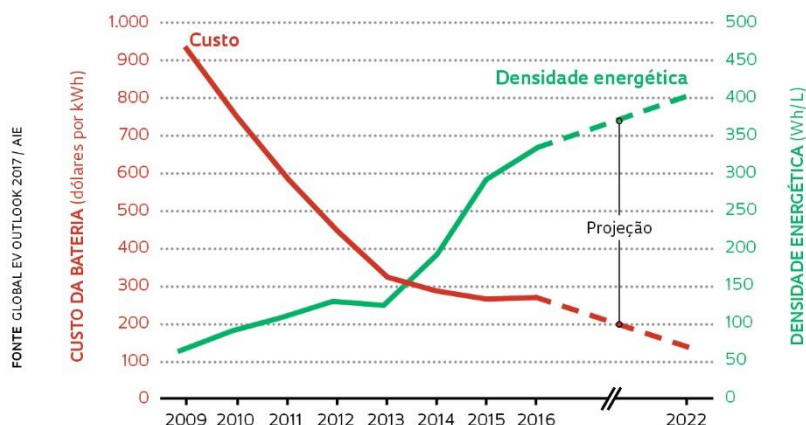
Com um aumento nessa densidade de energia, há uma diminuição no tamanho e peso da bateria e isso é de fundamental importância para o transporte aéreo. O requisito mais importante para uma bateria é baixo peso e maior densidade energética, conforme o valor de densidade aumenta, o tamanho e peso pode ser diminuído, gerando uma relação melhor de peso/potência.

Na atualidade, com o desenvolvimento da eletrônica, dos motores/geradores elétricos e das baterias, apesar de ainda existir uma grande necessidade de avanço principalmente na questão do armazenamento de energia da bateria (energia específica ou densidade de energia), verifica-se que a propulsão elétrica pode substituir com vantagens a propulsão com ICE's, sobretudo na aviação de pequeno porte. Porém, a propulsão puramente elétrica não consegue atender as necessidades devido a pequena capacidade de armazenamento de energia das baterias. Atualmente a densidade de energia de uma bateria é cerca de 690Wh/L (VASCONCELOS, 2017), que se comparada com a dos combustíveis líquidos que é de 6260Wh/L para o etanol e 8890Wh/L para a gasolina, possui um valor extremamente inferior (VASCONCELOS, 2017). “Esses números mostram que a energia contida em 1 litro de etanol ou gasolina é bem maior do que a presente em [um volume de] 1 litro de bateria”, destaca o físico José Goldemberg, professor emérito da Universidade de São Paulo (USP) e presidente da FAPESP, especialista em energia. Esta densidade de energia da bateria vem aumentando muito nos últimos anos, no entanto, é necessário um aumento maior para usos aeronáuticos. A figura 6 mostra uma projeção deste aumento de densidade de energia num futuro próximo.

Figura 6 – Infográfico da densidade energética das baterias

CUSTO EM BAIXA, DENSIDADE EM ALTA

Confira a evolução do valor e da densidade energética das baterias



Fonte: VASCONCELOS (2017)

Com uma pequena energia específica, obtém-se um uma pequena autonomia de voo, se considerada uma propulsão puramente elétrica. Uma alternativa é o uso da propulsão híbrido-elétrica com o objetivo de se aumentar essa autonomia de voo, além de outros benefícios. Esta propulsão se dá por meio da junção da propulsão convencional, energia sendo produzida por meio da queima de combustível líquido e da propulsão elétrica, energia vindo da bateria, aliando as vantagens de ambas e reduzindo suas desvantagens.

3 – MODELO MATEMÁTICO

A seguir serão apresentadas as equações que descrevem o funcionamento dos componentes de um sistema híbrido-elétrico. Estas equações servirão de base para a simulação apresentada no capítulo 4.

3.1 – HIPÓTESES SIMPLIFICADORAS

Afim de simplificar o equacionamento do sistema e facilitar a simulação, algumas hipóteses simplificadoras foram adotadas:

- Não há dissipação de energia no tanque e nas baterias.
- A bateria possui energia específica constante.
- Regime permanente para o ICE, conversores, EME e hélice.
- A gravidade não é alterada com o aumento da altitude.

3.2 – MODELO PRELIMINAR DA PROPULSÃO

3.2.1 – Equações Gerais

Um sistema termodinâmico é definido por uma quantidade fixa de massa e um volume de controle é especificado quando a análise envolve fluxos de massa atravessando a fronteira do sistema (Van Wylen et al, 2003). Como a análise a seguir envolve fluxos de energia e massa, deve-se definir volumes de controle para realizar estas análises. Estes volumes de controle serão definidos para cada componente principal e analisados separadamente.

Algumas análises preliminares são importantes para a compreensão futura do trabalho. Estas análises são os balanços de massa, energia, entropia e exergia para qualquer sistema e passando por qualquer processo definidas por Çengel e Boles (2013).

3.2.1.1 - Balanço de Massa

$$\sum \dot{m}_{in} - \sum \dot{m}_{out} = dm_{VC}/dt \quad (3.1)$$

3.2.1.2 - Balanço de Energia: (Primeira Lei da Termodinâmica)

$$\dot{Q}_{liq,in} - \dot{W}_{liq,in} = \sum(\dot{m}h)_{out} - \sum(\dot{m}h)_{in} + (m_2u_2 - m_1u_1)_{sis} \quad (3.2)$$

Em que m_1 representa a massa que entra no sistema e m_2 a massa que sai do sistema.

3.2.1.3 - Balanço de Entropia

$$dS = \left(\frac{dQ}{T} \right) \quad (3.3)$$

$$\sum \dot{Q}/T + \sum (\dot{m} * \dot{s})_{in} - \sum (\dot{m} * \dot{s})_{out} + \dot{S}_G = dS_{VC}/dt \quad (3.4)$$

3.2.1.4 - Balanço de Exergia para volume de controle

$$\sum \dot{X}_{in} - \sum \dot{X}_{out} - \sum \dot{X}_D = \frac{dX_{VC}}{dt} \quad (3.5a)$$

$$\sum \left[\left(1 - \frac{T_0}{T} \right) \dot{Q} \right] - \left(\dot{W} - P_0 \frac{dVol_{VC}}{dt} \right) + \sum_{in} \dot{m}\psi - \sum_{out} \dot{m}\psi - (T_0 \dot{S}_G) = \frac{dX_{VC}}{dt} \quad (3.5b)$$

$$\psi = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (3.5c)$$

Onde o termo $\left[\left(1 - \frac{T_0}{T} \right) \dot{Q} \right]$ é a exergia associada ao calor, $\left(\dot{W} - P_0 \frac{dVol_{VC}}{dt} \right)$ é a exergia associada ao trabalho, $(\dot{m}\psi)$ é a exergia associada ao fluxo de massa, sendo ψ a exergia de escoamento e $(T_0 \dot{S}_G)$ é a destruição de exergia.

A exergia associada ao calor é dada por uma taxa de transferência de calor \dot{Q} de uma fonte a temperatura T para o ambiente a temperatura T_0 . A exergia associada ao trabalho é dada pelo trabalho útil do sistema, ou seja, a subtração entre o trabalho de eixo (\dot{W}) e o trabalho de fronteira, que é dado pela variação do volume do sistema $\left(\frac{dVol_{VC}}{dt} \right)$ multiplicado pela pressão atmosférica (p_0). A exergia associada à massa depende da vazão mássica de entrada e de saída do sistema (\dot{m}_{in} e \dot{m}_{out}) e da exergia de escoamento (ψ). Já a exergia destruída, depende da entropia gerada pelo sistema (\dot{S}_G).

Para as análises dos volumes de controle de cada componente separadamente, as equações de balanço serão aplicadas, considerando-os como caixas-pretas (modelo de parâmetros concentrados).

3.2.2 - Tanque de Combustível

O balanço de energia para o tanque de combustível, mostrado na figura 7, fica:

$$(-E_{\text{out}})_{STG} = (\Delta E_{\text{acu}})_{STG} = E_f - E_i \quad (3.6)$$

Ou para um instante de tempo t:

$$(-\dot{E}_{\text{out}})_{STG} = (d\dot{E}_{\text{acu}})_{STG}/dt \quad (3.7)$$

Onde E_{acu} representa a energia acumulada no tanque, E_f e E_i representam energia final e inicial, respectivamente.

O tanque de combustível é um elemento de armazenamento de energia que esvazia durante o voo, conforme o combustível é consumido. Este consumo é influenciado pelo grau de hibridação (φ) e tem influência no peso da aeronave.

Portanto, a variação de energia do tanque pode ser escrita em função do grau de hibridação (utilizando uma aproximação linear) e do tempo de voo como:

$$(\Delta E_{\text{out}})_{STG} = \dot{m}_{\text{FUE}} * t_{\text{voo}} * \text{PCI} * (1 - \varphi) = \int \dot{W}_{\text{FUE}} dt \quad (3.8)$$

E a potência é dada por:

$$\dot{W}_{\text{FUE}} = \dot{m}_{\text{FUE}} * \text{PCI} * (1 - \varphi) \quad (3.9)$$

Brunetti (2012) conceitua o poder calorífico (Fuel Heat Value, FHV) como sendo a quantidade de calor liberada por unidade de massa de um combustível. É importante observar que os produtos da combustão são expelidos em alta temperatura, na forma de vapor. Com isso, os gases de escape não chegam a condensar, retendo o calor latente de vaporização. Este poder calorífico é o poder calorífico inferior (PCI) e é o utilizado nos cálculos.

Figura 7 – Balanço energético do tanque de combustível



Fonte: Autor

3.2.3 - Turbina

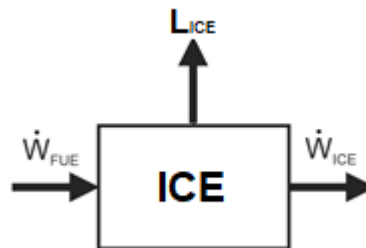
Aplicando as equações de balanço na turbina, tem-se que $dm_{VC}/dt = 0$, pois a massa que entra na turbina em forma de combustível e ar, é a mesma que sai em forma de gases do produto da combustão (PINHEIRO, 1995). Portanto, a equação de balanço de massa fica:

$$\sum \dot{m}_{in} = \sum \dot{m}_{out} \quad (3.10)$$

Para o balanço energético da turbina, seguindo o esquema demonstrado na figura 8 é dado por:

$$\dot{W}_{ICE} = \dot{W}_{FUE} - L_{ICE} \quad (3.11)$$

Figura 8 – Balanço energético da turbina a gás



Fonte: Autor

Onde L_{ICE} representa as perdas do ICE.

A eficiência da turbina depende, dentre outros parâmetros, da carga parcial. No presente trabalho, usou-se uma equação empírica, obtida por dados experimentais levantados para uma turbina específica. Para turbinas diferentes, pode-se substituir essa expressão por outra dada pelos fabricantes ou obtida experimentalmente de maneira análoga a que aqui se apresenta. Essa expressão é dada por uma função quadrática que depende do coeficiente de carga parcial (CP) no ICE e é descrito por BENITO (2007) como:

$$\eta_{ICE} = \frac{a_1 * CP^2 + a_2 * CP + a_3}{100} \quad (3.12)$$

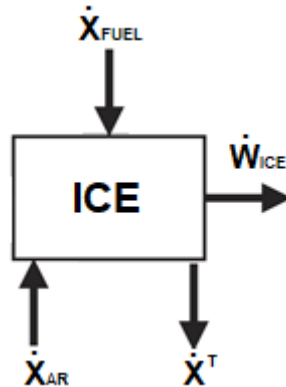
Onde o coeficiente de carga parcial (CP) é dado por:

$$CP = \frac{\dot{W}_{ICE,real}}{\dot{W}_{ICE,nominal}} * 100 \quad (3.13)$$

O balanço de exergia da turbina é dado por:

$$\dot{X}_{AR} + \dot{X}_{FUE}^{\varphi} = \dot{X}_{ICE}^T + \dot{W}_{ICE}^{\varphi} + \dot{X}_{ICE}^D \quad (3.14)$$

Figura 9 – Balanço exergetico da turbina a gás



Fonte: Autor

Em que $\dot{X}_{AR} = 0$ devido as condições de temperatura e pressões serem iguais às do ambiente, $\dot{X}_{ICE}^T = 0$ pois, neste caso, os gases de escapamento são liberados na atmosfera, não sendo aproveitados e \dot{W}_{ICE}^{φ} e \dot{X}_{FUE}^{φ} representam a potência do ICE e a exergia do combustível correspondente ao grau de hibridação (φ), respectivamente.

Segundo ALCAIDE (2017), um volume de controle como a Turbina a Gás, a taxa de exergia é dada de duas formas: física ou química. A seguir serão apresentadas as equações de 3.15 a 3.20 segundo ALCAIDE (2017). A exergia física é dada por:

$$\dot{X}_{ICE}^F = \dot{X}_{ICE}^T + \dot{X}_{ICE}^P \quad (3.15)$$

Onde \dot{X}^T é a taxa de exergia relacionada às mudanças de temperatura e \dot{X}^P é a taxa de exergia relacionada às mudanças de pressão e são dadas por:

$$\dot{X}_{ICE}^T = \left[h - h_0 - h_0 \ln \left(\frac{T}{T_0} \right) \right] \dot{m} \quad (3.16a)$$

$$\dot{X}_{ICE}^P = \left[R * T_0 * \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \right] \dot{m} \quad (3.16b)$$

A entalpia (h) é dada por:

$$h = c_p(T) * T \quad (3.17a)$$

$$h_0 = c_p(T_0) * T_0 \quad (3.17b)$$

E $c_p(T)$ é o calor específico à pressão constante e temperatura T e R é a constante universal dos gases. O cálculo do c_p à temperatura T é dado por:

$$c_{p,ar}(T_i) = 1,0189 - 1,3784 * 10^{-4} * T_i + 1,9843 * 10^{-7} * T_i^2 + 4,2399 * 10^{-10} * T_i^3 - 3,7632 * 10^{-13} * T_i^4 \quad (3.18a)$$

$$c_{p,gas}(T_i) = 0,991615 + 6,99703 * 10^{-8} * T_i + 2,7129 * 10^{-10} * T_i^2 - 1,22442 * 10^{-13} * T_i^3 \quad (3.18b)$$

Como o sistema está sendo modelado como caixas-pretas (modelo de parâmetros concentrados) e a pressão de entrada é a mesma da pressão de saída (P_{atm}) a exergia física relacionada a pressão é desprezada, sendo considerada somente a exergia física relacionada à temperatura.

A exergia química é dada pela relação exergia-energia de certo combustível do tipo $C_\alpha H_\gamma$, com base em sua composição elementar é dada por:

$$\xi = 1,0401 + 0,01728 \frac{\gamma}{\alpha} \quad (3.19)$$

Portanto, o fluxo de exergia do combustível é dada por:

$$\dot{X}_{FUE}^\varphi = \frac{(PCI * \dot{m}_{FUE}^\varphi)}{\xi} \quad (3.20)$$

A eficiência exergética do ICE é dada por:

$$\eta_{x,ICE} = \frac{\dot{W}_{ICE}^\varphi}{\dot{X}_{FUE}} \quad (3.21)$$

3.2.4 - Bateria

O balanço de energia para a bateria fica:

$$(-E_{out})_{BAT} = (\Delta E_{acu})_{BAT} = E_f - E_i \quad [J] \quad (3.22)$$

Ou em termos de fluxos:

$$(-\dot{E}_{out})_{BAT} = (d\dot{E}_{acu})_{BAT}/dt \quad [W] \quad (3.23)$$

A bateria, assim como o tanque de combustível, é um equipamento de armazenamento de energia no qual se consome esta energia durante o voo. Esta

variação de energia é proporcional ao grau de hibridação e ao tempo de voo. Pode-se escrever este consumo de energia em função do grau de hibridação e do tempo de voo como:

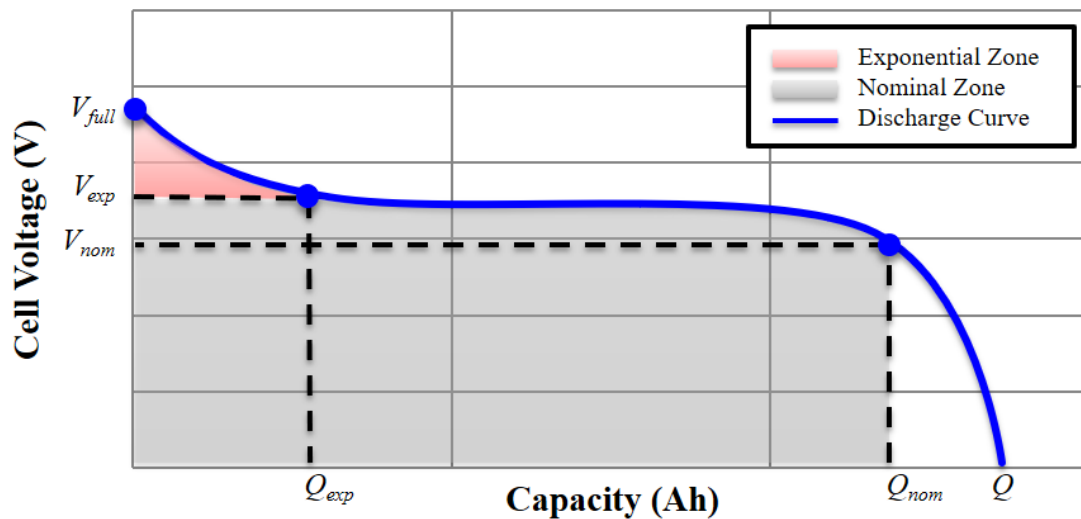
$$(\Delta E_{out})_{BAT} = V_{BAT} * i_{BAT} * t_{voo} * \varphi \quad (3.24)$$

Onde V_{BAT} e i_{BAT} representam a tensão e a corrente da bateria, respectivamente, t_{voo} o tempo de voo da aeronave e φ o grau de hibridação.

Para o cálculo da tensão da bateria, foi criado um modelo que representa a taxa de descarregamento da bateria segundo uma função. Este modelo é descrito a seguir.

O modelo possui três áreas diferentes: zona exponencial, onde a tensão está acima do valor nominal, zona nominal, onde a tensão é mantida em seu ponto de operação, e a terceira zona onde a tensão decresce rapidamente. Estas três diferentes áreas podem ser vistas na figura 10.

Figura 10 – Curva de descarga de uma bateria Li-íon genérica



Fonte: RASZMANN (2017)

Em que V_{FULL} representa a tensão de carga completa, Q representa a capacidade total da bateria, V_{exp} e Q_{exp} representam a tensão e a capacidade no final da zona exponencial, respectivamente e V_{nom} e Q_{nom} representam a tensão e a capacidade da bateria no final da zona nominal, respectivamente.

O modelo original de Shepherd (1965) possui um termo não linear $\left(K \frac{Q}{Q - f_{iat}} i\right)$ que representa a tensão variando com a amplitude da corrente e com o estado atual de carga da bateria. Este é o comportamento real da bateria, porém o modelo matemático que se faz possível representar esse fenômeno de carregamento/descarregamento da bateria causa um loop algébrico e instabilidade na simulação (COSTA et al 2017).

Como o objetivo do presente trabalho é a criação de um modelo matemático preliminar do sistema híbrido-elétrico, o termo não linear da equação de Shepherd será substituído por um outro termo implementado por COSTA et al (2017) por fins de simplificação do modelo.

Para a criação desse modelo, foram assumidas algumas simplificações (TREMBLAY, 2007):

- A resistência interna é supostamente constante durante a carga e a descarga e não varia com a amplitude da corrente.
- Os parâmetros do modelo são deduzidos das características de descarga e assumidos sendo os mesmos para a carga.
- A capacidade da bateria não muda com a amplitude da corrente.
- A temperatura não afeta o comportamento do modelo.
- A auto-descarga da bateria não é representada.
- A bateria não tem efeito de memória.

De acordo com COSTA et al (2017), a curva de descarga de uma bateria pode ser aproximada pela função polinomial dada por:

$$V_{BAT} = E_0 - K \frac{Q}{Q - i_T} - Ri + Ae^{-Bi_T} \quad (3.25)$$

Em que as variáveis da função são dadas por:

$$R = V_{NOM} * \frac{1 - \eta_{BAT}}{0,2 * Q_{NOM}} \quad (3.26)$$

$$Q = i_{NOM} * t \quad (3.27)$$

$$\eta_{BAT} = 1 - \frac{0,2 * R * Q_{NOM}}{V_{NOM}} \quad (3.28)$$

$$A = V_{FULL} - V_{EXP} \quad (3.29)$$

$$B = \frac{3}{Q_{EXP}} \quad (3.30)$$

$$K = \frac{\{V_{FULL} - V_{NOM} + A[\exp(-B * Q_{NOM}) - 1]\} * (Q - Q_{NOM})}{Q_{NOM}} \quad (3.31)$$

$$E_0 = V_{FULL} + K + Ri - A \quad (3.32)$$

Onde:

E_0 = tensão interna [V]

V_{NOM} = Tensão no final da zona nominal [V]

V_{FULL} = Tensão de carga completa [V]

V_{EXP} = Tensão no final da zona exponencial [V]

K = Constante de polarização [Ω]

Q = Capacidade máxima [Ah]

Q_{NOM} = Capacidade no final da zona nominal [Ah]

Q_{EXP} = Capacidade no final da zona exponencial [Ah]

R = Resistência interna [Ω]

i_T = Capacidade extraída [Ah]

i = Corrente de Carga / Descarga [A]

A = Amplitude da zona exponencial [V]

B = Constante de carga inversa [Ah^{-1}]

A potência da bateria é definida por:

$$\dot{W}_{BAT} = \frac{m_{BAT} * e_{BAT} * 3600}{t_{voo}} \quad (3.33)$$

Onde e_{BAT} representa a energia específica da bateria.

Figura 11 – Balanço de energia da bateria



Fonte: Autor

Segundo SORDI (2007), a máxima energia elétrica disponível em uma bateria é determinada pela quantidade de reagentes químicos estocados no interior da própria bateria. Sendo assim, a exergia é dada com base na eficiência e na degradação da bateria (δ_{BAT}). Sendo assim, a exergia é dada por:

$$\dot{X}_{BAT} = \dot{W}_{BAT} * \eta_{BAT} * (1 - \delta_{BAT}) \quad (3.34)$$

A exergia da bateria também pode ser calculada segundo a energia livre de Gibbs, expressa por Van Wylen (2003) como:

$$\dot{X}_{BAT} = \frac{-\Delta G}{96485 * n_e} \quad (3.35)$$

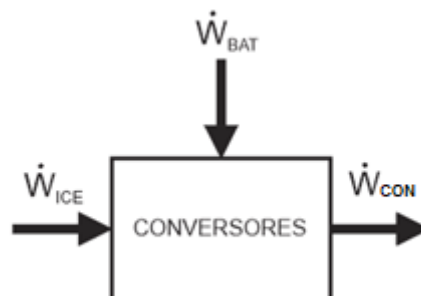
Onde ΔG representa a variação da função de Gibbs e n_e é o número de mols de elétrons que circulam no circuito externo.

3.2.5 – Conversores

Aplicando as equações de balanço nos conversores, tem-se que:

$$\dot{W}_{CON} = \dot{W}_{ICE} + \dot{W}_{BAT} \quad (3.36)$$

Figura 12 – Balanço de energia dos conversores



Fonte: Autor

Segundo Çengel (2013), a transferência de exergia por trabalho, como o trabalho elétrico, é igual ao próprio trabalho. Sendo assim, a exergia dos conversores é dada por:

$$\dot{X}_{CON}^W = \dot{W}_{CON}^\varphi \quad (3.37)$$

3.2.6 - Motor Elétrico

Aplicando as equações de balanço no motor elétrico, tem-se que:

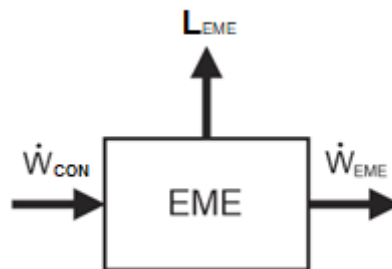
$$E_{EME} = E_{CON} - \sum L_{EME} \quad (3.38)$$

Onde L_{EME} representa as perdas do motor

Ou na forma de potências:

$$\dot{W}_{EME} = \dot{W}_{CON} - \sum L_{EME} \quad (3.39)$$

Figura 13 – Balanço de energia do motor elétrico



Fonte: Autor

Yamachita (2013) agrupa as perdas em um motor elétrico em quatro grupos: perdas por efeito Joule (estator e rotor), perdas no ferro (correntes parasitas e histerese), perdas por atrito e ventilação e perdas por dispersão em carga.

O percentual de contribuição dessas perdas é expressado na tabela 1.

Tabela 1 – Percentual de perdas em motores elétricos

Tipo de Perda	Percentual de contribuição
L_{JE}	25 a 40 %
L_{JR}	15 a 25 %

L_{HF}	15 a 25%
L_{AV}	5 a 15%
L_{disp}	10 a 20%

Fonte: Yamachita (2013) - Modificado

Onde:

L_{JE} – Perdas por efeito Joule no estator

L_{JR} - Perdas por efeito Joule no rotor

L_{HF} – Perdas por histerese e correntes de Foucault (correntes parasitas)

L_{AV} – Perdas por atrito e ventilação

L_{disp} – Perdas por dispersão em carga

A exergia do EME é dada por:

$$\dot{X}_{EME}^W = \dot{W}_{EME}^\varphi \quad (3.40)$$

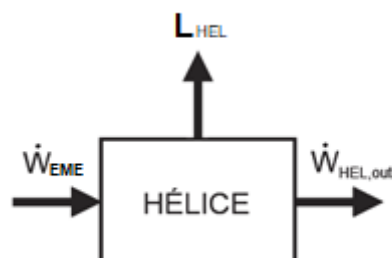
Onde \dot{W}_{EME}^φ representa a potência do EME correspondente ao grau de hibridação (φ).

3.2.7 - Hélice

Anderson (2010) define o trabalho entregue pela hélice ($\dot{W}_{HEL,out}$) em função da rotação (n) e do torque (τ) como sendo:

$$\dot{W}_{HEL,out} = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot \tau \quad (3.41)$$

Figura 14 – Balanço de energia da hélice



Fonte: Autor

A potência entregue pela hélice ($\dot{W}_{HEL,out}$) também pode ser calculada com base na potência fornecida pelo motor elétrico (e na eficiência, como:

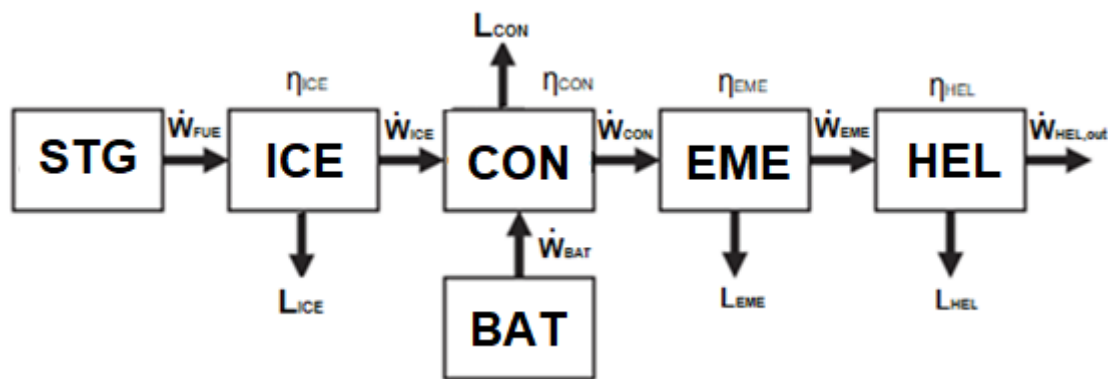
$$\dot{W}_{HEL,out} = \dot{W}_{EME} * \eta_{HEL} \quad (3.42)$$

Aplicando a equação de balanço de exergia na hélice, observa-se que a hélice possui somente a exergia associada ao fluxo de massa que é dada pelo empuxo gerado. Ou seja:

$$\dot{X}_{HEL} = E_{HEL} * 2\pi * Raio \quad (3.43)$$

Com os esquemas e balanços de cada componente montados, é possível realizar um esquema geral para o sistema, como mostrado na figura a seguir.

Figura 15 – Balanço de energia do sistema completo



Fonte: Autor

3.2.8 - Parâmetros de combinados

Feitos os balanços energéticos de cada componente, é possível definir alguns parâmetros importantes para medir a quantidade de energia/potência cada sistema (elétrico ou mecânico) fornece para a propulsão geral do sistema. Estes parâmetros combinados são o grau de hibridação e o grau de eletrificação definidos a seguir.

3.2.8.1 - Grau de hibridação

O grau de hibridação (φ) definido por Buecherl et al (2009) é um coeficiente adimensional que nos mostra a relação entre a quantidade de potência elétrica (\dot{W}_{EME}) que está sendo utilizada, se comparada com a potência total ($\dot{W}_{EME} + \dot{W}_{ICE}$).

$$\varphi = \frac{\dot{W}_{EME}}{\dot{W}_{EME} + \dot{W}_{ICE}} \quad (3.44)$$

3.2.8.2 - Grau de eletrificação

O grau de eletrificação (β) introduzido por Schmitz et al (2013) é utilizado para mensurar a relação da energia elétrica fornecida pela bateria sobre a energia total do sistema, que no caso particular, com fontes de potência usando combustível e baterias.

$$\beta = \frac{E_{BAT}}{E_{FUE} + E_{BAT}} \quad (3.45)$$

3.2.8.3 – Desempenho Global

O desempenho global da aeronave (ESAR) é definido como sendo a relação entre a distância percorrida pela aeronave e a potência total utilizada (Seitz et al, 2012 e Friedrich and Robertson, 2014)

$$ESAR = \frac{Vel * \frac{L}{D}}{W_{FUE} + W_{BAT}} \quad (3.46)$$

3.2.8.4 – Eficiência Exergética Global

A eficiência exergética global do sistema é dada por:

$$\eta_{x,global} = \frac{\dot{X}_{out}}{\dot{X}_{in}} \quad (3.47)$$

Onde:

$$\dot{X}_{in} = \dot{X}_{FUE} + \dot{X}_{BAT} \quad (3.48a)$$

$$\dot{X}_{out} = \dot{X}_{HEL} \quad (3.48b)$$

3.2.9 – Modelo do Corpo da Aeronave

O peso máximo de decolagem (m_{MTOW}) é definido como a soma da massa de todos os componentes da aeronave, isto é, o peso da bateria, do combustível, do motor de combustão, do motor elétrico, do sistema híbrido, massa de operação da aeronave (sem combustível e bateria) e peso dos passageiros:

$$m_{MTOW} = m_{BAT} + m_{FUE} + m_{ICE,ins} + m_{EME} + m_{SPH} + OWELWE + m_{pas} \quad (3.49)$$

A massa total do motor de combustão incluindo toda a instalação é definida por Raymer (1992) com base na massa dele antes de ser instalado e

um coeficiente que considera a massa de todos os componentes para a instalação.

$$m_{ICE,ins} = m_{ICE} * a_{ins} \quad (3.50)$$

A massa do sistema de combustível pode ser estimada de acordo com Raymer (1992) como sendo uma fração do volume de combustível elevado a um expoente. Portanto:

$$m_{SPH} = a_{SPH,1} * Vol_{FUE}^{a_{SPH,2}} \quad (3.51)$$

Onde o volume é dado pela razão da massa pela densidade do combustível:

$$Vol_{FUE} = \frac{m_{FUE}}{\rho_{FUE}} \quad (3.52)$$

Por último, a massa de operação da aeronave sem combustível e bateria (OWELWE) é definido por Kreimeier (2017) como sendo uma fração do máximo peso de decolagem.

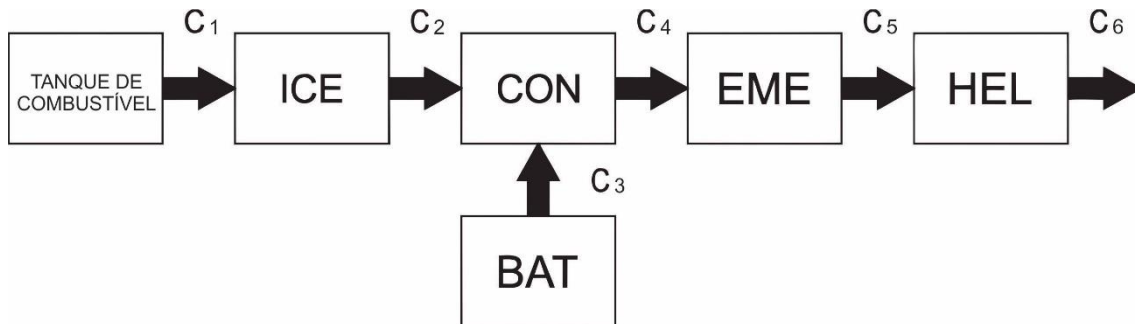
$$OWELWE = m_{MTOW} * a_{OWELWE} \quad (3.53)$$

3.3 - ABORDAGEM TERMOECONÔMICA

Para a realização da abordagem termoeconômica, uma das alternativas é o uso da teoria do custo exergético (TCE) proposta por Lozano e Valero (1993). Esta teoria possui uma série de postulados com o objetivo de construir um sistema de equações para a determinação dos custos exergéticos dos fluxos do sistema.

Primeiramente, deve-se definir a estrutura física do sistema e os fluxos entre as unidades. Estes fluxos são denominados de custos exergéticos e são denotados por "C" e representam a quantidade de exergia gasta para a obtenção de cada um dos fluxos. No esquema em estudo, cada um dos subsistemas tem apenas um produto exergético com seu respectivo custo, sendo o fluxo de exergia que sai pelo eixo da hélice o produto principal do sistema. O custo exergético associado a esse produto é C_6 , como pode ser observado na figura 16.

Figura 16 – Estrutura física do sistema



Fonte: Autor

Para obter os valores de cada um dos fluxos exergéticos, é possível montar um sistema de equações com o mesmo número de equações e incógnitas aplicando os postulados da TCE (LOZANO E VALERO, 1993). Como estas equações são lineares, é conveniente utilizar este sistema de equações na forma matricial.

Aplicando os balanços de exergia e a TCE, é possível montar o sistema de equações como sendo:

$$\begin{cases} C_1 = \dot{X}_{FUE}^{\varphi} \\ C_1 - C_2 = \dot{X}_{D1} \\ C_3 = \dot{X}_{BAT}^{\varphi} \\ C_2 * (1 - \varphi) + C_3 * \varphi - C_4 = 0 \\ C_4 - C_5 = \dot{X}_{D2} \\ C_5 - C_6 = \dot{X}_{D3} \end{cases} \quad (3.54)$$

Em que na forma matricial, fica:

$$\begin{matrix} C_1 & C_2 & C_3 & C_4 & C_5 & C_6 \\ \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (1 - \varphi) & \varphi & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix} & = & \begin{bmatrix} \dot{X}_{FUE}^{\varphi} \\ \dot{X}_{D1} \\ \dot{X}_{BAT}^{\varphi} \\ 0 \\ \dot{X}_{D2} \\ \dot{X}_{D3} \end{bmatrix} \end{matrix}$$

Resolvendo este sistema de equações lineares, é possível obter o custo exergético de cada fluxo no sistema e ainda analisar o comportamento do fluxo de saída do sistema (C_6) com a variação do grau de hibridação (φ).

Associando este fluxo de saída (C_6) ao plano de voo, é possível obter um parâmetro do custo exergético final para um determinado intervalo de tempo. Sendo definido por:

$$C_6^0 = C_6 * t_{voo} \text{ [MJ]} \quad (3.55)$$

4 - SIMULAÇÃO

4.1 – METODOLOGIA

Os modelos matemáticos descritos anteriormente foram implementados no software EES. Este software admite um sistema de equações com igual número de variáveis que de equações e as resolve simultaneamente usando o método de Newton-Raphson.

A análise paramétrica foi realizada variando-se o valor do grau de hibridação φ entre 0 e 1 em tabelas paramétricas e analisando os valores de interesse. As simulações realizadas foram: análise energética, análise exergetica, comportamento da bateria em regime de carga/descarga e análise termoeconômica.

Para a simulação de um sistema de propulsão convencional, utiliza-se os valores obtidos para $\varphi = 0$, pois para este parâmetro de hibridação, a propulsão dar-se-á somente pelo motor de combustão interna. Para a simulação de um sistema de propulsão elétrico, foi utilizado um valor de $\varphi = 1$, pois para este valor do grau de hibridação, a propulsão é dada somente pelo motor elétrico. Para o sistema híbrido, foram utilizados os resultados para $\varphi = 0,1$ a $0,9$.

A aeronave proposta é uma aeronave de pequeno porte, com capacidade para 3 passageiros (cada passageiro com 70 kg). Os planos de voo adotados para o trabalho foram de 1h, 2h e 3h. Para fins de simplificação do modelo, foi adotado um valor para a potência do motor elétrico constante de 30 kW ($\dot{W}_{EME} = 30$ kW). O funcionamento da bateria foi considerado apenas na região de carga nominal.

O programa foi alimentado com os seguintes valores numéricos:

Tabela 2 – Dados de entrada do programa

Coeficiente de carga parcial 1	a_1	-0,0008
Coeficiente de carga parcial 2	a_2	0,1741
Coeficiente de carga parcial 3	a_3	14,766
Eficiência do EME	η_{EME}	0,98
Eficiência do conversor	η_{CON}	0,7
Eficiência da hélice	η_{HEL}	0,85
Massa do ICE	m_{ICE}	478 [kg]

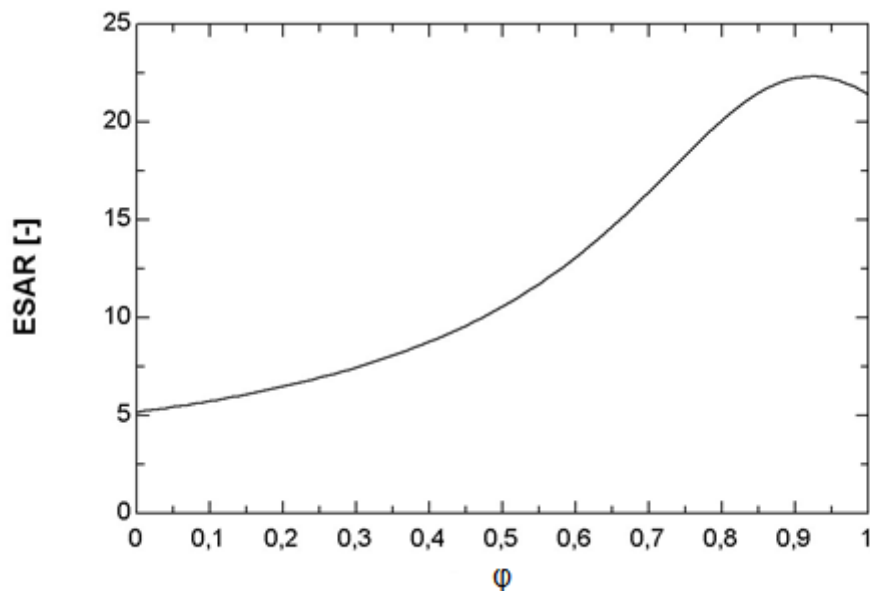
Massa do EME	m_{EME}	12 [kg]
Massa dos passageiros	$m_{passageiros}$	210 [kg]
Coefficiente de instalação	$a_{instalação}$	2,42
Coefficiente do sistema híbrido 1	a_{SPH1}	0,338
Coefficiente do sistema híbrido 2	a_{SPH2}	0,726
Coefficiente do OWELWE	a_{OWELWE}	0,414
Coefficiente de arrasto em cruzeiro	L_{cruise}/D	12,5
Coefficiente de arrasto na subida	L_{climb}/D	9,375
Tempo de subida	t_{climb}	300 [s]
Tempo de cruzeiro	t_{cruise}	3000, 6600 e 10200 [s]
Tempo de pouso	t_{land}	300 [s]
Tempo total	t_{total}	1320 [s]
Potência do EME	W_{EME}	30 [kW]
Densidade do ar	ρ_{AR}	1,225 [kg/m ³]
Densidade do combustível	ρ_{FUE}	750 [kg/m ³]
Velocidade de voo	Vel	90 [m/s]
Poder Calorífico Inferior do combustível	PCI	42580 [kJ/kg]
Relação exergia-energia do combustível	ξ	1,073
Energia específica da bateria	e_{BAT}	130 [Wh/kg]
Aceleração da gravidade	g	9,81 [m/s ²]
Empuxo da Hélice	E_{HEL}	1451,84 [N]
Capacidade da Bateria no final da zona exponencial	Q_{EXP}	8 [CA]
Capacidade da Bateria no final da zona nominal	Q_{NOM}	32 [CA]
Capacidade Nominal da Bateria	Q	40
Resistência Interna	R	0,0007 [Ω]
Tensão de carga completa	E_{FULL}	3,35 [V]
Tensão da bateria no final da zona exponencial	E_{EXP}	3,3 [V]
Tensão da bateria no final da zona nominal	E_{NOM}	3,1 [V]
Corrente nominal	i	20 [A]
Número de Euler	e	2,718281828

Fonte: Autor

4.2 – ANÁLISE PARAMÉTRICA

Para analisar os resultados, foram plotados os gráficos variando o grau de hibridação (ϕ):

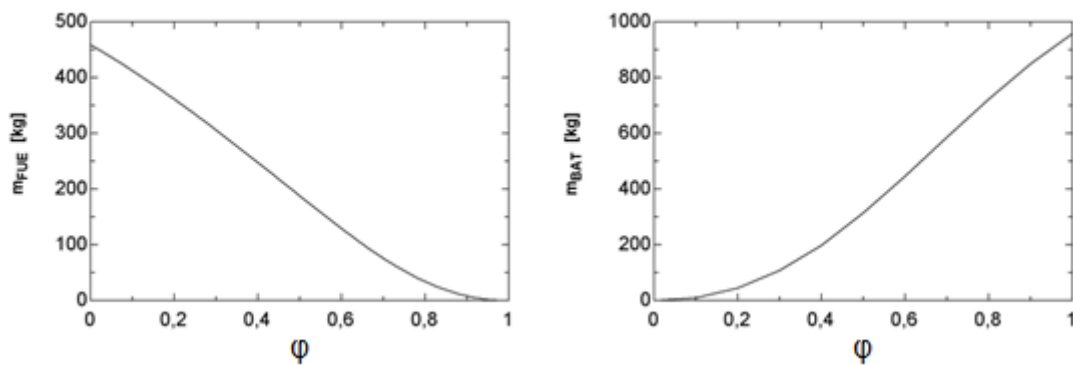
Figura 17 – Desempenho Global x Grau de Hibridação



Fonte: Autor

Analisando o gráfico da figura 17, pode-se observar que a curva do valor de ESAR apresenta um valor crescente atingindo um máximo de 22,3 em $\phi = 0,92$ e após esse ponto o valor começa a decrescer. Isso mostra que a aeronave atinge o seu ponto de melhor eficiência quando a propulsão é feita 92% elétrica.

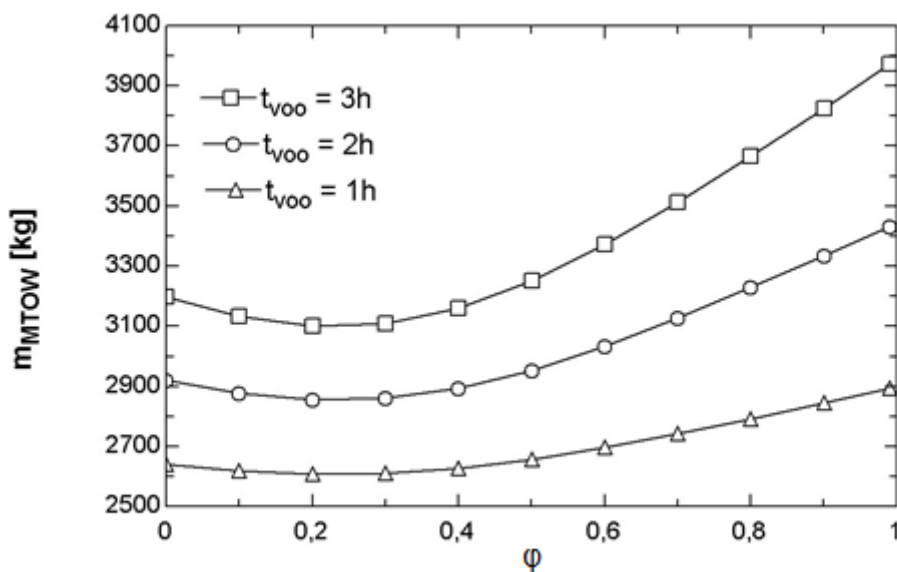
Figura 18 – Massa de Combustível e Bateria x Grau de Hibridação



Fonte: Autor

É possível observar que o valor da massa de combustível decresce com o aumento do ϕ enquanto a massa das baterias aumenta. Isto ocorre pois quanto maior é o valor de ϕ , maior o uso das baterias, diminuindo a quantidade de combustível necessário em um plano de voo. Também é possível observar que o comportamento das duas curvas é inversamente proporcional. Quando o grau de hibridação atinge o valor de 1, a massa de combustível é zero e a massa de baterias é máxima. Isto ocorre, pois, a aeronave utilizará somente as baterias como fonte de energia.

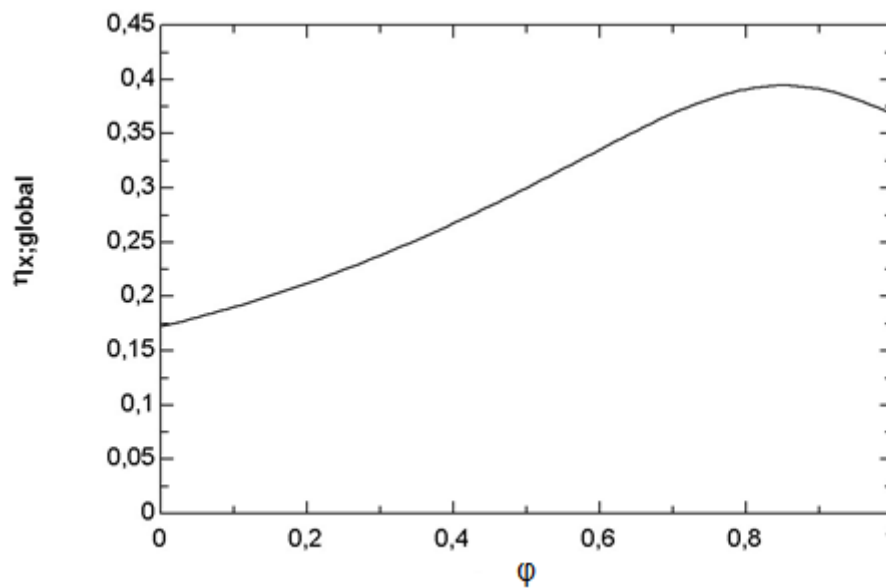
Figura 19 – Peso Máximo de Decolagem x Grau de Hibridação



Fonte: Autor

Observa-se que as curvas atingem um mínimo em $\phi = 0,23$. Isto ocorre pois o m_{MTOW} tem relação direta com as massas de combustível e de bateria e, com a variação do grau de hibridação, essas massas se alteram. Nota-se que o m_{MTOW} quando o grau de hibridação tem valor 0, é sempre menor que o m_{MTOW} para o grau de hibridação 1. Este aumento significativo do m_{MTOW} ocorre devido a bateria possuir uma energia específica muito menor do que o combustível fóssil, necessitando de mais massa de bateria para se obter a mesma potência do combustível.

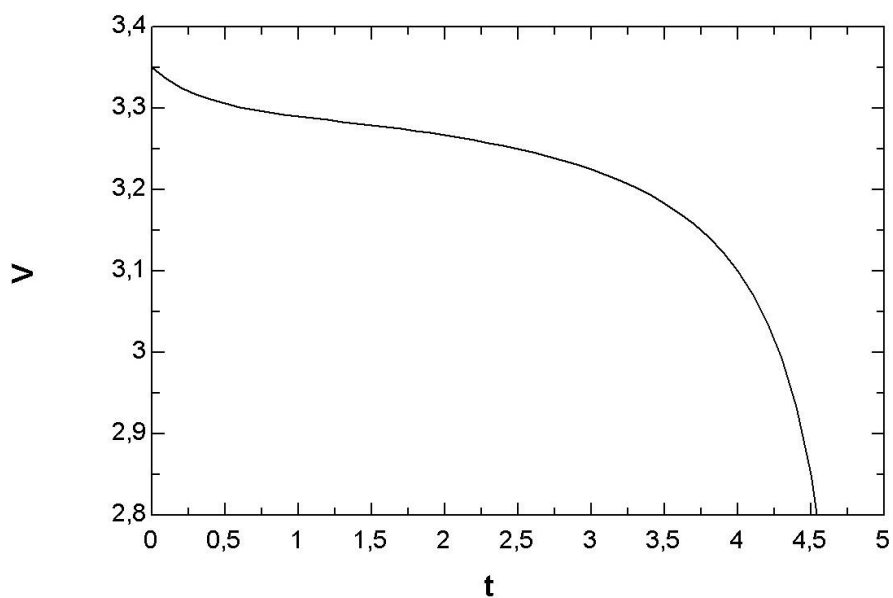
Figura 20 – Eficiência Exergética Global x Grau de Hibridação



Fonte: Autor

Neste gráfico é possível observar a variação da eficiência exergética global com o grau de hibridação. Observa-se que a curva atinge um ponto máximo de $\eta_{x,global} = 0,3886$ em $\phi = 0,88$. Ou seja, a eficiência exergética máxima foi de 38,86% quando a propulsão é feita 88% elétrica. A eficiência exergética mínima de 0,1496 ocorre em $\phi = 0$ (propulsão dada somente pelo ICE) e em $\phi = 1$ (propulsão dada somente pelo EME), essa eficiência é de 0,3679. Isto ocorre devido ao EME possuir uma eficiência exergética maior do que o ICE.

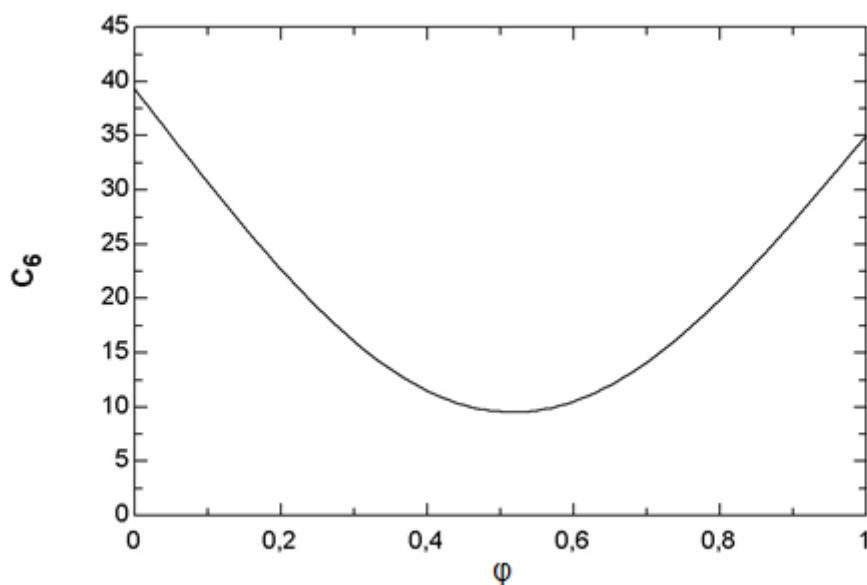
Figura 21 – Tensão da bateria x tempo



Fonte: Autor

Com este gráfico, é possível observar as três zonas descritas e o comportamento da tensão com relação ao tempo em horas. As variáveis foram calculadas e os resultados obtidos foram: $A = 0,05$, $B = 0,375$, $E_0 = 3,364$ e $K = 0,05$.

Figura 22 – Custo exerético final x Grau de hibridação

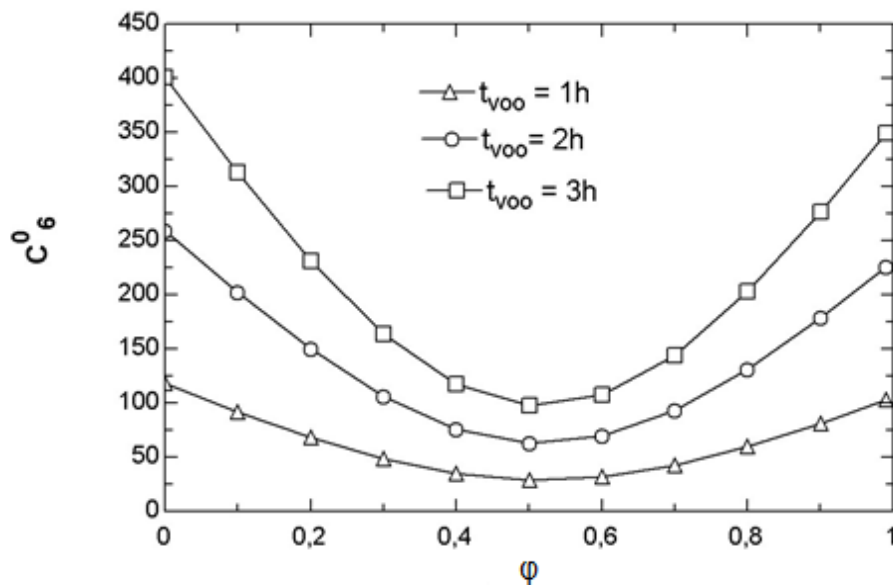


Fonte: Autor

Analisando o gráfico da figura 22, é possível perceber que a curva apresenta um comportamento em que é possível determinar um valor mínimo

para o custo exerético final do sistema híbrido, C_6 . Esta curva atinge um mínimo de $C_6 = 9,5$ kW em $\phi = 0,52$. Isto demonstra que o custo exerético final tem seu menor valor quando a propulsão é feita 52% da bateria. É possível também, analisar o custo exerético final quando a propulsão é feita puramente pelo ICE e pelo EME. Quando a propulsão é dada 100% pelo ICE, o custo exerético final é de $C_6 = 39,3$ kW. Já quando esta propulsão é feita puramente pelo EME esse custo é de $C_6 = 34,2$ kW.

Figura 23 – Custo exerético final para uma dada variação de tempo x Grau de hibridação



Fonte: Autor

Analisando o gráfico da figura 23, é possível perceber que a curva apresenta um comportamento e nota-se que o valor mínimo para o custo exerético final para uma dada variação de tempo ocorre para $\phi = 0,5$, independente do plano de voo. Também é possível observar que para maiores tempos de voo, o custo exerético final para uma certa variação de tempo aumenta mais nos valores extremos de ϕ . Isto é, quando funciona com apenas uma das fontes de energia.

4.3 - COMPARAÇÃO DO SISTEMA HÍBRIDO COM O SISTEMA CONVENCIONAL E ELÉTRICO

Analisando a figura 17, é possível fazer a comparação desses três sistemas de propulsão tomando como base a eficiência global do sistema (ESAR). Pode-se observar que a eficiência do sistema híbrido-elétrico no ponto de $\varphi = 0,9$ é maior. Isto ocorre devido as maiores eficiências dos componentes elétricos.

Analisando a figura 19, é possível fazer a comparação dos três sistemas de propulsão tomando como base o máximo peso de decolagem (m_{MTOW}). Pode-se observar que o menor peso da aeronave ocorre para o sistema de propulsão híbrido-elétrico ($\varphi = 0,2$) em que esse valor é de $m_{MTOW} = 3099$ kg.

Analisando a figura 20, é possível fazer a comparação dos três sistemas de propulsão tomando como base a eficiência exergética do sistema ($\eta_{x,global}$). Pode-se observar que a maior eficiência exergética acontece para o sistema híbrido-elétrico no ponto de $\varphi = 0,9$, que é de $\eta_{x,global} = 38,79\%$. Isto ocorre devido as menores perdas exergéticas associadas aos componentes elétricos.

Analisando a figura 23, é possível fazer a comparação dos três sistemas tomando como base o custo exergético final de cada um. Pode-se observar que o custo exergético é ligeiramente menor para o sistema híbrido-elétrico ($\varphi = 0,5$), em que o valor deste custo é de 9,53 kW. Já para os sistemas convencional e elétrico, este custo é de 39,31 kW e 34,23 kW, respectivamente.

5 – CONCLUSÕES

5.1 – CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi criado um modelo matemático preliminar de um sistema de propulsão elétrico-híbrido equacionando o comportamento energético e exergético de cada um dos componentes do sistema e analisando-os individualmente e separadamente.

Um modelo destinado ao comportamento da bateria em regime de carregamento e descarregamento também foi criado e pode-se perceber que o modelo adotado obteve um comportamento muito próximo ao comportamento da bateria real descrito no catálogo.

Para o equacionamento dos componentes, foi utilizado o modelo de parâmetros concentrados, que considera os volumes de controle dos componentes como caixas-pretas. Este modelo foi utilizado devido ao interesse somente nas energias produzidas e consumidas e na eficiência energética e exergética de cada componente e não seu funcionamento interno.

Após a criação do modelo, foi realizada a implementação do modelo e de todos os parâmetros de entrada no software Engineering Equation Solver (EES) e realizada a simulação do comportamento energético e exergético dos componentes. É válido observar que a potência produzida pela hélice ($\dot{W}_{\text{HEL,out}}$) é um dado constante, visto que a potência do EME é um dado de entrada e a eficiência da hélice também é constante, sendo avaliado o comportamento dos componentes para uma mesma produção de potência em configurações de hibridação diferentes.

Após a simulação, foram feitas análises das curvas obtidas de alguns parâmetros em função do grau de hibridação. Pode-se perceber que as curvas obtidas dos gráficos plotados dos parâmetros analisados em função do grau de hibridação possuem um valor de mínimo ou máximo, dependendo do parâmetro.

Com as análises feitas, foi possível realizar uma comparação dos modelos convencional, elétrico e elétrico-híbrido. Nesta comparação, foi possível perceber que em relação à eficiência global, o sistema híbrido-elétrico com uma

propulsão de 90% elétrica é o melhor, devido a maior eficiência da bateria em relação ao ICE.

Para a comparação do peso máximo de decolagem (m_{MTOW}), o sistema híbrido-elétrico também se mostra mais adequado, pois com a combinação das propulsões elétrica e mecânica, é possível obter uma diminuição considerável do peso de baterias.

Com relação à eficiência exergética do sistema, pode-se perceber que o sistema híbrido-elétrico com propulsão de 90% elétrica possui uma pequena vantagem com relação ao sistema puramente elétrico e uma grande vantagem com relação ao sistema convencional devido às menores perdas exergéticas associadas aos componentes elétricos.

Para a comparação sobre o custo exergético, foi possível observar na figura 23 que o sistema híbrido-elétrico obteve uma ligeira vantagem com relação aos concorrentes obtendo um custo de mais de 75% inferior ao custo exergético da propulsão feita somente pelo ICE e de mais de 32% inferior ao custo exergético da propulsão elétrica.

Com isso, é possível perceber que o sistema híbrido-elétrico simulado pode suprir as mesmas demandas de um sistema convencional e pode ser uma alternativa de propulsão para aeronaves se comparado com o sistema convencional, possuindo vantagens em todos os parâmetros analisados.

5.2 - SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Recomendam-se, para a continuidade do presente trabalho, as seguintes ações:

1. Com o ganho de altitude nas etapas de voo, ocorrem alterações da gravidade e da densidade do ar que podem ser incluídas no modelo ao invés dos dados de entrada constantes.
2. Fazer um outro estudo de caso da análise apresentada utilizando dados do banco de ensaios do projeto do GCEME, validado com dados amostrais.
3. Estudo de caso em aeronaves reais.

4. Converter o modelo preliminar em um modelo mais detalhado do sistema híbrido-elétrico.
5. Utilizar toda a curva de carregamento/descarregamento da bateria em um modelo detalhado.
6. Estender a análise termoeconômica realizada para a determinação do custo exergoeconômico do produto final considerando diferentes cenários do preço do combustível.
7. Considerar outros regimes de operação onde a bateria possa ser carregada durante o voo.

REFERÊNCIAS

- ALCAIDE, Fernando Barros. Análise Termodinâmica (1ª e 2ª lei) de turbinas a gás para aplicação offshore. PUC-Rio, Rio de Janeiro. 2017
- ANDERSON, J.D. JR. Aircraft Performance and Design. Tata Mcgraw-Hill, 1999.
- BALSARA, N. P.; Newman, J. Comparing the Energy Content of Batteries, Fuels, and Materials. J. Chem. Educ. 2013, 90, 446–452.
- BARROS, Evandro Vieira. A matriz energética mundial e a competitividade das nações: bases de uma nova geopolítica. UFF, Niterói, RJ. 2007.
- BARRUCHO, L.G. [«Fusão verde: o primeiro híbrido completo do Brasil»](#). Revista Veja. Nov 2010. Consultado em 01 de maio de 2019
- BENITO, YIPSY R., “Modelagem da produção simultânea de frio, calor e energia elétrica”, PUC-Rio, Rio de Janeiro, 2007
- BUECHERL, D., Bolvashenkov, I., and Herzog, H.-G., “Verification of the Optimum Hybridization Factor as Design Parameter of Hybrid Electric Vehicles,” IEEE, 2009.
- CAMPO, E. R. B. Del. (1999). Avaliação termoeconomica do sistema de geração da usina vale do rosario. Universidade Estadual de Campinas. Sp. 1999.
- ÇENGEL, Y.A.; BOLES, M.A. Termodinâmica. 7ª ed. São Paulo: Editora McGraw-Hill, 2013.
- CERQUEIRA, S.A.A.G.; Metodologia de análise termoeconômica de sistemas; Tese de Doutorado, 137 p., Faculdade de Engenharia Mecânica, UNICAMP, Campinas, SP, 1999.
- COSTA, Juliana O., FREITAS, David C. C., SILVA, Hurgeles S., COELHO, Rodrigo de A. Polynomial Approximation Of Discharge Curve Of A Lead-Acid Battery Model. Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente. 2017
- EL-SAYED, Y. M. and EVANS, R.B. Thermoeconomics and the Design of Heat Systems, Journal of Engineering for Power, Janeiro, 1970, pp. 27-35.

- ENANG, W., & BANNISTER, C. (2017). Modelling and control of hybrid electric vehicles (A comprehensive review). *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 74(August 2016), 1210–1239.
- FRIEDRICH, C., Robertson, P. A., “Hybrid-Electric Propulsion For Automotive And Aviation Applications”, University of Cambridge, 9 JJ Thomson Avenue, Cambridge, UK, 2014.
- GAGGIOLI, R. and FEHRING, T. Economics of boiler feed pump drive alternatives. *Combustion*, 49(9). 1978.
- GAGGIOLI, R. and WEPFER. W. Economics sizing of piping and insulation. In “ASME Winter Annual Meeting”, ASME. 1978.
- HADJ-SAID, S., COLIN, G., KETFI-CHERIF, A., & CHAMAILLARD, Y. (2017). Analytical Solution for Energy Management of Parallel Hybrid Electric Vehicles. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), 13872–13877.
- HUANG, Y., WANG, H., KHAJEPOUR, A., He, H., & Ji, J. (2017). Model predictive control power management strategies for HEVs: A review. *Journal of Power Sources*, 341, 91–106.
- JAVANI, N., DINCER, I, NATERER, G.F., YILBAS, B.S., Exergy analysis and optimization of a thermal management system with phase change material for hybrid electric vehicles. *Applied Thermal Engineering*. Ontario, Canada. 2013.
- KELTON, W. D.; SADOWSKI, R. P.; SADOWSKY, D. A. *Simulation with Arena*. New York: McGraw-Hill, 1998.
- KOSTER; SERANI; VELAZCO. Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft. AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011.
- KREIMEIER, M.; STUMPF, E.. Benefit evaluation of hybrid electric propulsion concepts for CS-23 aircraft. **Institute Of Aerospace Systems**. Rwth Aachen University, p. 1-14. 14 out. 2017

- MARTÍNEZ, Javier S., JOHN, Robert I., HISSEL, Daniel, PÉRA, Marie-Cécile. A survey-based type-2 fuzzy logic system for energy management in hybrid electrical vehicles. University of Franche-Comté, Femto-ST UMR CNRS 6174, Belfort, France. 2011
- MEIER, Ricardo. Primeiro avião híbrido comercial terá 12 lugares e chegará em 2022. Out, 2017. Disponível em <https://airway.uol.com.br/primeiro-aviao-hibrido-comercial-tera-12-lugares-e-chegara-em-2022/>. Consultado em 01 de maio de 2019.
- MING, L., YING, Y., LIANG, L., Yao, L., & ZHOU, W. Energy Management Strategy of a Plug-in Parallel Hybrid Electric Vehicle Using Fuzzy Control. Energy Procedia, 105, 2660–2665. 2017.
- MORAN, M. J.; SHAPIRO, H. N. Princípios de termodinâmica para engenharia. 7. ed. Belo Horizonte: LTC, 2013.
- NAM, T., SOBAN, D. S., & MAVRIS, D. N. (n.d.). Power Based Sizing Method for Aircraft Consuming Unconventional Energy. 1–13.
- PINHEIRO, Paulo César da Costa e VALLE Ramon Molina. Controle de Combustão: Otimização do Excesso de ar. In: II CONGRESSO DE EQUIPAMENTOS E AUTOMAÇÃO DA INDÚSTRIA QUÍMICA E PETROQUÍMICA, 09-11 Agosto 1995, Rio de Janeiro, RJ, Anais... Automação Industrial São Paulo: ABIQUIM, Associação Brasileira da Indústria Química e de Produtos Derivados, 1995, p.157-162.
- POLIMENO, Andrea. **O potencial dos pequenos.** Revista AeroMagazine. Ed 212. Jan. 2012
- PORNET, C. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. **Journal Of Aircraft: Aerospace Research central.** Los Angeles Ca, p. 1-12. 29 abr. 2013.
- RASLAVIČIUS, L., KERŠYS, A., & MAKARAS, R. (2017). Management of hybrid powertrain dynamics and energy consumption for 2WD, 4WD, and HMMWV vehicles. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 68(October 2016), 380–396.

- RASZMANN, Emma; BAKER, Kyri; SHI, Ying; CHRISTENSEN, Dane. Modeling Stationary Lithium-Ion Batteries for Optimization and Predictive Control. IEEE Power and Energy Conference. Illinois, 2017.
- RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. 2^a Ed. Washington DC: AIAA, 1992.
- REISTAD, G. M., GAGGIOLI, R. A. Available-Energy Costing, ACS Symposium Series 122,p.143-159, 1980.
- RUBINO, J. Hybrid Vehicles. In CFA Institute Magazine (Vol. 19). 2008
- SHEPHERD, C.M. "Design of Primary and Secondary Cells - Part 2. An equation describing battery discharge," Journal of Electrochemical Society, Volume 112, Jul. 1965 Page(s): 657-664
- SCHMITZ, O., and Hornung, M., "Unified Applicable Propulsion System Performance Metrics," J Eng Gas Turb Power, 2013.
- SCHOEMANN, J. & HORNUNG, M., 2013. Design of hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles. 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Munich, Germany, 1-5 July 2013
- SCHÖMANN, Joachim. **Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft**. 2014. 188 f. Curso de Maschinenwesen, Technische Universität München, München, 2014.
- SCHÖMANN, Joachim. **Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft**. 2014. 188 f. TCC (Graduação) - Curso de Maschinenwesen, Technische Universität München, München, 2014.
- SEITZ, A., Schmitz, O., Isikveren, A. T., and Hornung, M., "Electrically Powered Propulsion: Comparison and Contrast to Gas Turbines," Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress, DLRK, Berlin, 2012.
- SILVA, R.E.P. Utilização de biodiesel animal em turbinas a gás. 2009. Monografia (Mestrado) Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2009.

- SOLANO, J., John, R. I., Hissel, D., & Péra, M. A survey-based type-2 fuzzy logic system for energy management in hybrid electrical vehicles. 190, 192–207. 2012
- SORDI, Alexandre. Células a Combustível a Gás de Biomassa: Modelagem de Sistemas e Comparação com Turbinas a Gás. 2007
- TREMBLAY, Oliver; DESSAINT, Louis-A. DEKKICHE, Abdel-Ilah. A Generic Battery Model for the Dynamic Simulation of Hybrid Electric Vehicles. IEEE. 2007.
- TRIBIOLI, L., & BELLA, G. (2018). Reduction of particulate emissions in diesel hybrid electric vehicles with a PMP-based control strategy. Energy Procedia, 148(Ati), 994–1001.
- TSATSARONIS, G. Thermo-economic Analysis and Optimization of Energy Systems, Prog. Energy Combust, vol 19, pp 227-257. 1993
- VALDUGA, Fernando. Diamond Aircraft realiza seu primeiro voo de sua aeronave híbrida elétrica. Dez, 2018.
- VALERO, A. LOZANO, M. A. Theory of the Exergetic Cost, Energy, Vol 1, No 9, pp. 939-960. 1993.
- VASCONCELOS, Yuri. **Baterias mais eficientes**. Revista Pesquisa Fapesp. Ed. 258. Ago. 2017
- VASCONCELOS, Yuri. **Mais ENERGIA**. Revista Pesquisa Fapesp. Ed. 261. Nov. 2017
- WEPFER, W. Applications of available-energy accounting. ACS Symposium Series, 122: 161-168. 1980
- ZHANG, X.; DINCER, I. Energy Solutions to Combat Global Warming. 33rd edition. Springer International Publishing AG, 2017.
- ZHUANG, W., ZHANG, X., Li, D., WANG, L., & YIN, G. (2017). Mode shift map design and integrated energy management control of a multi-mode hybrid electric vehicle. Applied Energy, 204, 476–488.

ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE



UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
FACULDADE DE ENGENHARIA

Termo de Declaração de Autenticidade de Autoria

Declaro, sob as penas da lei e para os devidos fins, junto à Universidade Federal de Juiz de Fora, que meu Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica é original, de minha única e exclusiva autoria. E não se trata de cópia integral ou parcial de textos e trabalhos de autoria de outrem, seja em formato de papel, eletrônico, digital, áudio-visual ou qualquer outro meio.

Declaro ainda ter total conhecimento e compreensão do que é considerado plágio, não apenas a cópia integral do trabalho, mas também de parte dele, inclusive de artigos e/ou parágrafos, sem citação do autor ou de sua fonte.

Declaro, por fim, ter total conhecimento e compreensão das punições decorrentes da prática de plágio, através das sanções civis previstas na lei do direito autoral¹ e criminais previstas no Código Penal², além das cominações administrativas e acadêmicas que poderão resultar em reprovação no Trabalho de Conclusão de Curso.

Juiz de Fora, 05 de Novembro de 2019.

Gabriel Siqueira Machado
NOME LEGÍVEL DO ALUNO (A)

20136508JM
Matrícula

[Assinatura]
ASSINATURA

115.385.506-28
CPF

¹ LEI N° 9.610, DE 19 DE FEVEREIRO DE 1998. Altera, atualiza e consolida a legislação sobre direitos autorais e dá outras providências.

² Art. 184. Violar direitos de autor e os que lhe são conexos: Pena - detenção, de 3 (três) meses a 1 (um) ano, ou multa.