

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

**MARCOS VINICIUS SALOMÃO ZANETTE**

**SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO AERONÁUTICA HÍBRIDO-ELÉTRICA**

**Juiz de Fora**

**2021**

**MARCOS VINICIUS SALOMÃO ZANETTE**

**SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO AERONÁUTICA HÍBRIDO-ELÉTRICA**

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**

**2021**

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

Salomão Zanette, Marcos Vinicius.  
SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO AERONÁUTICA  
HÍBRIDO-ELÉTRICA / Marcos Vinicius Salomão Zanette. -- 2021.  
61 p.

Orientador: Yipsy Roque Benito  
Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia, 2021.

1. Propulsão Híbrida. 2. Sistemas Híbridos. 3. Aeronave. I. Benito, Yipsy Roque, orient. II. Título.

**MARCOS VINICIUS SALOMÃO ZANETTE**

**SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO AERONÁUTICA HÍBRIDO-ELÉTRICA**

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

Aprovado em:

**BANCA EXAMINADORA**

---

Prof.<sup>ª</sup> Yipsy Roque Benito - Orientadora  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Prof. Manuel Arturo Rendón Maldonado  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Prof. Raphael Fortes Marcomini  
Universidade Federal de Juiz de Fora

## RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo descrever um exemplo de sistema de propulsão híbrido-elétrica para aeronaves, bem como seus componentes e suas formas de interação, modelar energeticamente este sistema e simular seu comportamento com ferramentas computacionais aplicando uma análise exergoeconômica. Combinando duas fontes de potência conseguem-se vantagens e comportamentos específicos da aeronave, apresentando particularidades quando comparado ao sistema de propulsão convencional. É proposto um modelo, com base na bibliografia e uma simulação computacional, de forma que alguns desses comportamentos e características serão apresentadas e estudadas para auxílio nas decisões de controle operacionais do veículo aéreo, visando uma melhor gestão energética e uma melhor eficiência nas missões de voo. Com o auxílio do sistema de equações que correspondem aos estados dos componentes e suas interações, foram utilizadas algumas hipóteses simplificadoras, demonstrando, as principais características dos componentes e os fatores que mais influenciam no gerenciamento da energia de um veículo aéreo. Do ponto de vista exergético, serão analisadas as condições termodinâmicas e parâmetros operacionais, auxiliando as decisões de controle visando uma melhor gestão energética da aeronave. Caracterizado o problema, para as condições de entrada, percebe-se que a bateria é identificada como o principal contribuinte para a massa do sistema de propulsão. Assim como a grande influência do poder calorífico inferior do combustível, sendo ambos focos de futuras melhorias. A maior eficiência exergética global da aeronave é dada quando a propulsão é dada 87% pela bateria.

Palavras-chave: Propulsão Híbrida. Sistemas Híbridos. Aeronave. Modelagem. Simulação.

## **ABSTRACT**

The present work aims to describe an example of a hybrid-electric propulsion system for aircraft, as well as its components and forms of interaction, to energetically model this system and simulate its behavior with computational tools applying an exergoeconomic analysis. Combining two power sources, the aircraft's specific advantages and behaviors are achieved, presenting particularities when compared to the conventional propulsion system. A model is proposed, based on the bibliography and a computer simulation, so that some of these behaviors and characteristics will be presented and studied to aid in the operational control decisions of the air vehicle, aiming at a better energy management and a better efficiency in flight missions. With the aid of the system of equations that correspond to the states of the components and their interactions, some simplifying hypotheses were used, demonstrating the main characteristics of the components and the factors that most influence the energy management of an aerial vehicle. From an exergetic point of view, thermodynamic conditions and operational parameters will be analyzed, helping control decisions aiming at a better energy management of the aircraft. Having characterized the problem, for the entry conditions, it is noticed that the battery is identified as the main contributor to the mass of the propulsion system. As well as the great influence of the lower calorific value of the fuel, both of which are the focus of future improvements. The greatest overall energy efficiency of the aircraft is given when the propulsion is given 87% by the battery.

**Keywords:** Hybrid Propulsion. Hybrid Systems. Aircraft. Modeling. Simulation.

## SÍMBOLOS

Letras	Descrição	Unidades
C	Coeficiente	[ - ]
E	Energia	[Wh]
e	Energia específica	[Wh/kg]
FHV	Valor calorífico do combustível	[J/kg]
h	Entalpia	[J/kg]
i	Corrente elétrica	[ A ]
J	Avanço	[ - ]
L	Constante de acoplamento	[ - ]
L/D	Coeficiente Levante-Arrasto	[ - ]
m	Massa	[kg]
$\dot{m}$	Vazão mássica	[kg/s]
N	Velocidade Rotacional	[rpm]
P	Energia sob forma de Trabalho	[ J ]
Pp	Potência específica consumida pelo empuxo	[W/N]
PCI	Poder calorífico Inferior do combustível	[kJ/kg]
$\dot{Q}$	Transferência de calor	[kJ]
S	Área da asa	[m <sup>2</sup> ]
T	Impulso	[N]
t	Tempo de Voo	[s]
U	Energia interna do sistema	[ J ]
V	Velocidade do Voo	[m/s]
u	Diferença de potencial, Voltagem	[V]

$\dot{W}$	Potência	[W]
$\dot{X}$	Exergia	[-]

### Gregas

$\alpha$	Estado de configuração de potência	[-]
$\beta$	Grau de eletrificação	[-]
$\eta$	Eficiência	[-]
$\rho$	Densidade do ar	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\gamma$	Fator/Grau de Hibridação	[ % ]
$\tau$	Torque	[Nm]
$\psi$	Exergia de Fluxo de Massa	[W]

### Sub-índices

a	Ar	[-]
ACF	Avião / aeronave	[-]
BAT	Baterias	[-]
CON	Conversores	[-]
con	Sistema Convencional	[-]
EIX	Eixo	[-]
ele	Sistema Elétrico	[-]
EME	Motor elétrico	[-]
FUE	Combustível	[-]
f	avanço	[-]
GER	Gerador	[-]
HEL	Hélice	[-]



ICE	Motor Térmico	[ - ]
in	Entrada	[ - ]
max	Máximo, maior valor admissível no projeto	[ - ]
min	Mínimo, menor valor admissível no projeto	[ - ]
o	Na decolagem	[ - ]
out	Saída	[ - ]
PMD	Sistema de gestão e distribuição energética	[ - ]
s	Estática ao nível do mar	[ - ]
STG	Reservatório de combustível	[ - ]
TUR	Turbina a gás	[ - ]
VC	Volume de controle	[ - ]

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Componentes fundamentais do sistema de propulsão híbrido-elétrica.....	16
Figura 2 – Vantagens e desvantagens do sistema de propulsão híbrido-elétrica.....	17
Figura 3 - Esquema de funcionamento de uma turbina a gás com regenerador de calor .....	18
Figura 4 – Desenho esquemático do motor elétrico síncrono com principais componentes....	19
Figura 5 – Esquema geral bateria .....	20
Figura 6 – Parâmetros geométricos de uma hélice .....	22
Figura 7 - Configuração em série dos componentes da propulsão híbrido-elétrica .....	24
Figura 8 - Configuração em paralelo dos componentes da propulsão híbrido-elétrica.....	25
Figura 9 – Fases de voo. Relação da Altura com as fases de voo da aeronave.....	27
Figura 10 – Principais variáveis do sistema de propulsão híbrido-elétrica .....	29
Figura 11- Modelo termodinâmico do motor térmico .....	32
Figura 12 – Balanço energético dos conversores eletrônicos de potência .....	34
Figura 13 – Balanço de energia do motor elétrico .....	36
Figura 14 – Balanço de energia da hélice.....	37
Figura 15 - Esquema energético da propulsão híbrido-elétrica para configuração em série....	39
Figura 16 – Análise exérgica do sistema de propulsão híbrido-elétrico.....	41
Figura 17 - Ambiente computacional EES .....	43
Figura 18 - Metodologia das variáveis do problema para solução numérica .....	44
Figura 19 – Resultados obtidos pelo software EES.....	49
Figura 20 - Gráfico massa bateria x razão de peso da aeronave na decolagem .....	49
Figura 21 – Influência da massa de decolagem com a variação da energia específica da bateria .....	50
Figura 22 – Influência do poder calorífico do combustível na massa de combustível requerida .....	51
Figura 23 – Eficiência exérgica global x Grau de Híbridação.....	52
Figura 24 – Relação do fator de hibridação com a massa da aeronave .....	53
Figura 25–Influência do fator de hibridação com a massa necessária de bateria.....	54
Figura 26 - Influência do fator de hibridação com a massa necessária de combustível.....	54
Figura 27- Variação da eficiência global do sistema com a energia específica da bateria.....	55
Figura 28 – Variação da eficiência global do sistema com o poder calorífico do combustível.....	56

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>13</b>
1.1	CARACTERIZAÇÃO E PROPOSTA.....	13
1.2	OBJETIVOS.....	14
<b>2</b>	<b>DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA PARA AERONAVES .....</b>	<b>15</b>
2.1	DEFINIÇÃO .....	15
2.2	COMPONENTES DO SISTEMA DE PROPULSÃO.....	15
2.2.1	Motor Térmico .....	17
2.2.2	Motor Elétrico .....	18
2.2.3	Bateria .....	20
2.2.4	Reservatório de Combustível .....	21
2.2.5	Conversores eletrônicos de controle de potência e sistemas.....	21
2.2.6	Acoplamentos.....	22
2.2.7	Hélice .....	22
2.3	TOPOLOGIAS HÍBRIDAS - CONFIGURAÇÕES E ARQUITETURA DOS COMPONENTES DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA .....	23
2.3.1	Topologia Híbrida em série.....	23
2.3.2	Topologia Híbrida em paralelo .....	24
2.4	INTERAÇÃO ENTRE OS COMPONENTES DO SISTEMA DE PROPULSÃO 26	
2.5	ESPECIFICIDADES DA OPERAÇÃO DE AERONAVES.....	26
2.6	GESTÃO ENERGÉTICA NO SISTEMA DE PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA 28	

<b>3</b>	<b>MODELAGEM ENERGÉTICA DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA EM AERONAVES .....</b>	<b>29</b>
3.1	DESCRIÇÃO DO SISTEMA E ESQUEMA GERAL .....	29
3.2	HIPÓTESES SIMPLIFICADORAS .....	30
3.3	EQUAÇÕES GERAIS .....	30
3.3.1	Balço de massa .....	30
3.3.2	Balço de energia (Primeira Lei da Termodinâmica) .....	30
3.3.3	Balço de Entropia .....	30
3.3.4	Balço de Exergia para volumes de controle .....	31
3.4	EQUAÇÕES DOS COMPONENTES DO SISTEMA .....	31
3.4.1	Turbina a gás .....	31
3.4.2	Sistema de Combustível .....	32
3.4.3	Dispositivos eletrônicos com conversores de potência .....	33
3.4.4	Bateria .....	34
3.4.5	Motor elétrico .....	36
3.4.6	Hélice .....	36
3.5	EQUAÇÕES DE INTERAÇÃO DOS COMPONENTES, EFICIÊNCIA GLOBAL E PARÂMETROS DE DISTRIBUIÇÃO.....	37
3.5.1	Fator de Híbridação .....	37
3.5.2	Eficiência Exergética Global.....	37
3.5.3	Eficiência da distribuição da potência elétrica .....	38
3.5.4	Fator de Eletrificação .....	38
3.5.5	Fluxo Energético da aeronave .....	39
3.5.6	Eficiência global do sistema.....	39

3.6	APLICAÇÃO DA ANÁLISE EXERGOECONÔMICA NA PROPULSÃO HÍBRIDA	
	40	
<b>4</b>	<b>SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA DE AERONAVES</b>	<b>43</b>
4.1	INTRODUÇÃO .....	43
4.2	SOLUÇÃO NUMÉRICA.....	44
4.2.1	Metodologia .....	44
4.2.2	Simulação .....	44
4.2.3	Variáveis de entrada de dados .....	46
4.3	ESTUDO DE CASO .....	47
4.3.1	Descrição do caso.....	47
4.3.2	Resultados .....	48
<b>5</b>	<b>CONSIDERAÇÕES FINAIS .....</b>	<b>57</b>
<b>6</b>	<b>SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....</b>	<b>58</b>
<b>7</b>	<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>59</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 CARACTERIZAÇÃO E PROPOSTA

Atualmente, os sistemas de propulsão dos aviões convencionais são baseados na queima de combustíveis fósseis com um motor a combustão interna ou de uma turbina a gás acoplados a uma hélice para gerar a potência necessária para colocá-la em movimento e tracionar aeronaves (SCHOMANN, 2014).

Com a incerteza da futura disponibilidade das matérias primas para a produção de energia via recursos não-renováveis, novas ideias e pesquisas estão sendo feitas para garantir a mobilidade do futuro.

Uma das alternativas para conter o agravamento dos problemas relacionados à disponibilidade de combustíveis fósseis é o aumento dos níveis de eficiência dos veículos aéreos. Uma estratégia considerada para aumentar esta eficiência é a de utilizar sistemas de propulsão que combinem motores de combustão com máquinas elétricas (ZHANG, 2008).

A propulsão híbrido-elétrica consiste na combinação de dois ou mais tipos de motores primários para a propulsão das aeronaves (PORNET, 2015).

Dentre as vantagens desse tipo de combinação está que o equipamento alimentado pelo combustível fóssil poderá sempre operar próximo do seu ponto de maior eficiência, podendo ser essa fonte um motor alternativo ou uma turbina a gás. Em uma das arquiteturas de propulsão híbrido-elétrica o motor elétrico utilizado em conjunto com outra fonte geradora de potência, impulsiona as aeronaves em baixas velocidades e auxilia a combustão da fonte primária de energia quando é requerido alta potência. Combinando essas fontes também ocorre a redução dos níveis de ruído e da poluição produto da queima de combustível fóssil (SCHOMANN, 2014).

Em contrapartida, as baterias apresentam uma menor energia específica comparada com a fonte de potência dos motores a combustão interna. São necessárias grandes massas de baterias para armazenar quantidades consideráveis de energia, além da sensibilidade a impactos físicos (quedas e acidentes) e às condições atmosféricas. Tais fatores são responsáveis pela inviabilização de projetos (SCHOMANN, 2014).

Uma pesquisa na área do setor aeronáutico do Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia (GCEME) da Universidade Federal de Juiz de Fora, em parceria com a Fundação de Amparo à pesquisa do Estado de Minas Gerais (FAPEMIG) e Embraer, irá construir um

protótipo estático para estudos e análises em uma bancada de ensaios de um sistema de propulsão híbrido elétrica de aviões (ANZAI, 2017).

Na pesquisa do GCEME, o sistema de propulsão híbrido elétrico é composto por uma turbina a gás combinada com um sistema de conversores eletrônicos de potência alimentados por um banco de baterias, que alimenta um motor elétrico que aciona a hélice.

Nesse contexto, o estudo permite uma análise teórica e experimental global simplificada do sistema híbrido-elétrico atuando como um todo assim como as suas interações e estratégias de controle. Além disso, esclarece a importância da utilização de cada subsistema dependendo do tipo de voo, da autonomia desejada, da condição de voo (decolagem, subida, cruzeiro, descida ou pouso), e da correta escolha na especificação dos seus componentes. O presente trabalho também permite o estudo das possíveis escolhas no uso dos subsistemas, buscando utilizá-los nas condições de maior eficiência seguindo algoritmos de otimização.

Partindo da caracterização do problema, pretende-se fornecer uma ferramenta simplificada para dar suporte à tomada de decisões preliminares, análises paramétricas, comparar diferentes tipos de arquiteturas e combinações dos componentes com os respectivos comportamentos da aeronave, determinando as variáveis mais relevantes de um projeto em uma aeronave híbrida, integrando os resultados obtidos com outras áreas envolvidas, inclusive dentro do grupo GCEME.

Para isso, se faz necessário modelar o problema e criar uma simulação preliminar, objetivando uma análise dos diferentes comportamentos de sistemas reais e seus subsistemas através de modelos e hipóteses simplificadoras, contribuindo para o gerenciamento de seus componentes e fontes de potência.

## 1.2 OBJETIVOS

Os principais objetivos deste trabalho são:

- 1) Fornecer uma modelagem preliminar do sistema;
- 2) Simular computacionalmente o comportamento do sistema de propulsão híbrido-elétrica de aeronaves;
- 3) Definir as interações entre os principais componentes do sistema de propulsão híbrido-elétrica de aeronaves.

## 2 DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA PARA AERONAVES

### 2.1 DEFINIÇÃO

Com o constante aumento nas demandas globais de energia, novas fontes e vias de conversão são desenvolvidas e aperfeiçoadas ao longo dos anos. Uma das alternativas para melhorar o desempenho das demandas energéticas é a propulsão híbrido-elétrica, que combina duas fontes de energia distintas e tira proveito das suas principais vantagens. (FRIEDRICH & ROBERTSON, 2015). Essa alternativa de propulsão insere ainda mais as máquinas elétricas no sistema dos veículos e aeronaves convencionais (HUNG & GONZALEZ, 2012).

Devido à complexidade da combinação de dois recursos energéticos diferentes, o gerenciamento da energia é vital para organizar os recursos disponíveis. Com o gerenciamento energético, é possível dimensionar o trabalho conjunto de duas fontes energéticas, monitorando a utilização de cada componente e organizando os recursos disponíveis oriundos do tanque de combustível e do conjunto das baterias. Nessa associação, os valores da energia específica da bateria e o conteúdo de exergia do reservatório de combustível são críticos.

Administrando as fontes energéticas do sistema é possível obter a máxima eficiência global do sistema e o mínimo custo do produto energético. Um dos parâmetros mais importantes relacionados ao gerenciamento energético em um veículo híbrido é o grau de hibridização,  $\phi$ , que é a razão entre a potência de saída de uma das fontes de energia e a potência de saída total do trem de força (SONG, 2019).

Neste capítulo será apresentado o sistema de propulsão híbrido-elétrica para veículos aéreos, descrevendo seus componentes e possíveis associações. Com o conhecimento de cada componente do sistema, as associações apresentam diferentes comportamentos e o gerenciamento ajuda na identificação de áreas com maiores perdas e focos de melhoria, facilitando o entendimento do sistema e auxiliando nas tomadas de decisões. Além disso, serão enunciadas as relações dos componentes com a gestão energética da aeronave.

### 2.2 COMPONENTES DO SISTEMA DE PROPULSÃO

O sistema de propulsão híbrido-elétrica é composto por sete elementos fundamentais:

- 1) Motor Térmico
- 2) Motor elétrico



- 3) Banco de baterias (Armazenador de energia elétrica)
- 4) Reservatório de combustível (energia térmica)
- 5) Conversores eletrônicos de Potência
- 6) Acoplamentos
- 7) Eixo final de transmissão com hélice

Os elementos constituintes do sistema de propulsão híbrido-elétrico serão detalhados a seguir com suas principais características, particularidades e interações. Esses componentes e combinações apresentam comportamentos que influenciam na operação e, conseqüentemente, no consumo de energia da aeronave. Posteriormente, alguns parâmetros e conceitos do setor aeronáutico, importantes para a análise da eficiência global e gestão energética, serão apresentados (tópico 2.5).

A Figura 1 descreve os principais componentes da propulsão híbrida dividindo pela natureza de suas fontes de energia.

Figura 1 - Componentes fundamentais do sistema de propulsão híbrido-elétrica

<b>Gerador de impulso</b>	<b>Hélice</b>	
<b>Conversores de Energia</b>	Motor elétrico com conversores eletrônicos de potência	Motor Térmico com gerador
<b>Armazenadores de Energia</b>	Baterias	Reservatório de Combustível
<b>Sistema de monitoramento e controle</b>	Dispositivos eletrônicos com conversores eletrônicos de potência	
<b>Modos de distribuição</b>	Acoplamentos mecânicos e conexões elétricas	

Fonte: Autor, 2020

A Figura 2 descreve as principais vantagens e desvantagens da combinação das fontes de energia.

Figura 2 – Vantagens e desvantagens do sistema de propulsão híbrido-elétrica

<b>Vantagens</b>	<b>Desvantagens</b>
Motor térmico operando na faixa de maior eficiência	Baixa eficiência das baterias, inflamável
Motor elétrico auxiliando o térmico	peso da aeronave x peso das baterias
Menores níveis de ruídos e poluição	Dispositivos elétricos não suportam condições adversas do ambiente

### 2.2.1 Motor Térmico

No presente trabalho, será utilizado uma turbina a gás estacionária como motor de combustão interna. Tal escolha deve-se ao fato da similaridade com o projeto do GCEME.

A turbina a gás é uma máquina térmica que tem como objetivo gerar potência mecânica, da energia química contida nos combustíveis, que após a combustão geram energia térmica. 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. O motor térmico é o responsável pela conversão da energia química do combustível em energia mecânica rotacional. O mesmo é utilizado como fonte geradora primária de potência operando em conjunto com o motor elétrico.

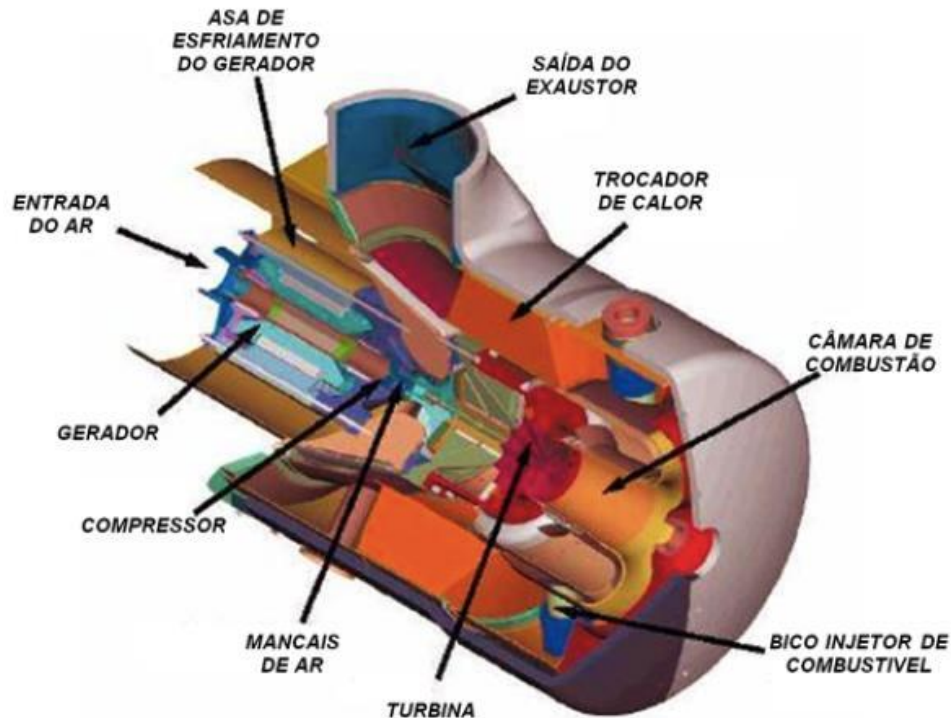
Sua ampla utilização no setor aeronáutico é devido ao fato das turbinas a gás apresentarem uma boa relação peso/potência além de garantir uma alta confiabilidade e disponibilidade. Também requerer pouca manutenção e produzir baixos níveis de emissões (RENDON, 2010).

Aeronaves com porte acima de 80 passageiros, prefere-se a utilização de turbina a gás como motor térmico. Para projetos abaixo dessa quantidade, aproximadamente, é preferido a utilização de motores a combustão interna.

O ciclo de operação da turbina a gás de ciclo regenerativo é mostrado na Figura 3. A turbina é alimentada pelo ar que passa pelo compressor, onde sofre um processo de compressão, com um aumento da temperatura e conseqüente aumento da entalpia. Comprimido, o ar passa através do regenerador de calor onde a sua temperatura aumenta pela troca de calor com os gases saindo da turbina. Posteriormente ingressa na câmara de combustão onde é misturado com o combustível injetado e sofre o processo de combustão. Ao sair da câmara de combustão

os gases passam pela turbina sofrendo uma queda na pressão e temperatura, se transformando em potência mecânica no eixo.

Figura 3 - Esquema de funcionamento de uma turbina a gás com regenerador de calor



Fonte: RENDON, 2010

As principais perdas das turbinas estão relacionadas às perdas de conversão da energia térmica e à combustão incompleta (SCHOMANN, 2014).

### 2.2.2 Motor Elétrico

O motor elétrico (EME) é a máquina que converte energia elétrica em energia mecânica. Para esta conversão, pode-se utilizar uma máquina síncrona, que é uma máquina elétrica cuja rotação é proporcional à frequência do sinal elétrico de alimentação.

Nesta máquina o fluxo de potência é bidirecional, podendo carregar ou descarregar as baterias, dependendo da maneira que é operada: gerador ou motor. Para aplicações em propulsão aeronáutica, são comumente de tipo imã. A interação entre o campo magnético gerado pelos ímãs permanentes do rotor com o campo gerado pelas bobinas do estator quando o rotor está em movimento propicia a conversão da energia cinética do eixo da máquina em

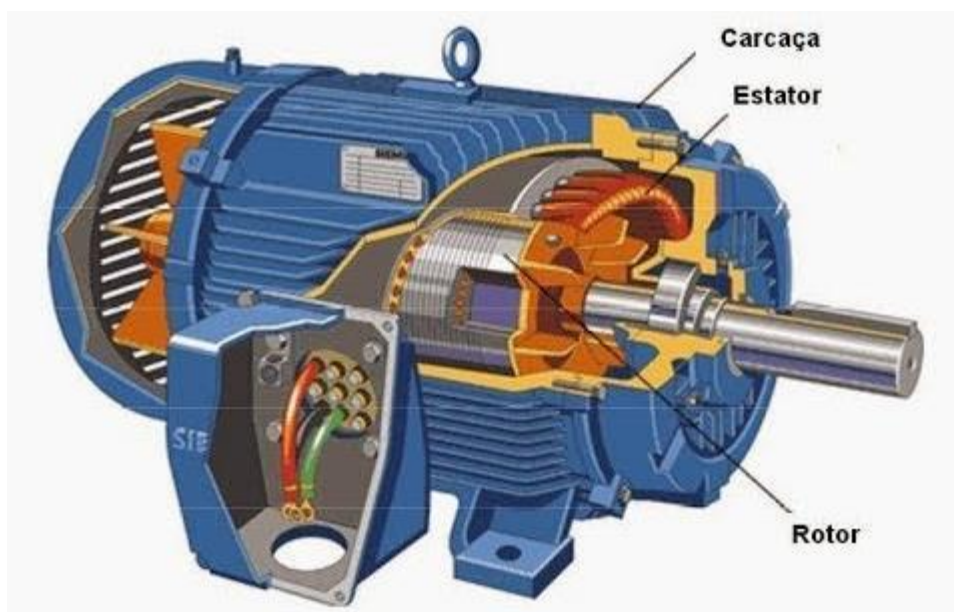
energia elétrica nos terminais do estator quando a mesma opera como gerador; ou no caminho inverso quando a mesma opera como motor (BIM, 2012).

Para entender alguns comportamentos deste motor é necessário analisar suas curvas características. A relação do torque e potência do motor com as rotações nos permite entender comportamentos para diferentes pontos de operação, buscando adequação em projetos e análises comportamentais.

O EME é constituído basicamente por duas partes, uma parte móvel (rotor) e uma parte estática (estator) com ímãs em ambas as partes. O rotor é a parte formada por um eixo que é suportado por mancais ou rolamentos, e que pode possuir bobinas elétricas ou não. O estator é responsável por conduzir a corrente elétrica nas suas bobinas, produzindo o fluxo magnético. No caso estudado o motor é de tipo trifásico de ímã permanente, e o rotor não possui bobinas.

Sua operação requer um controlador de velocidade. Apresenta-se um esquema com tais componentes na Figura 4.

Figura 4 – Desenho esquemático do motor elétrico síncrono com principais componentes



Fonte: SCHOMANN, 2014

As maiores perdas do motor elétrico são por atrito nos rolamentos, as perdas resistivas e o arrasto causado pelo movimento do rotor através do ar.

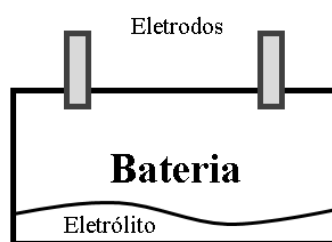
### 2.2.3 Bateria

A bateria é o componente eletroquímico responsável pelo armazenamento de energia e fornecimento de tensão para o motor elétrico. Seu funcionamento se baseia em reações químicas de oxi-redução onde cada célula possui dois eletrodos (positivo e negativo). Com a oxidação, é criado um potencial elétrico entre os eletrodos fornecendo tensão para o sistema.

De acordo com a missão de voo é selecionada uma relação potência/energia adequada do banco de baterias, fornecendo energia elétrica de alimentação. A descarga da bateria afeta sua tensão, causando uma potência nominal inferior à medida que a mesma é descarregada. Quanto maior a quantidade de energia requerida do banco de baterias maior é a massa do componente, afetando criticamente o peso final da aeronave.

Na Figura 5 é apresentado um esquema geral da bateria.

Figura 5 – Esquema geral bateria



Fonte: Autor, 2020

Um requisito primordial para o uso de bateria em propulsão aeronáutica é a baixa densidade energética, levando pesquisas ao desenvolvimento das baterias a base de lítio.

Com o maior avanço da tecnologia, surgiram as baterias com íons de lítio, que utilizam o óxido de metal de lítio associado com o elemento carbono e seus derivados. Com essa evolução houve um aumento da energia específica e uma redução de seus pesos.

A bateria é um dos subsistemas que mais agrega peso ao sistema de propulsão híbrido-elétrica. Conseqüentemente, é um dos principais alvos de melhoria visando o melhor aproveitamento energético do veículo aéreo. Uma melhoria em suas propriedades e características altera todo o processo de dimensionamento, gestão energética e projeto de aeronaves (SCHOMANN, 2014).

#### **2.2.4 Reservatório de Combustível**

O tanque de combustível (STG) é o dispositivo responsável pelo armazenamento da energia química contida nos combustíveis. Essa energia química é transformada em potência mecânica através da combustão. A capacidade de armazenamento do tanque de combustível é proporcional e determina a autonomia da aeronave, definindo a faixa de operação da aeronave. Quanto maior a potência exigida pelo ICE, maior o volume requerido de combustível para consumo. Busca-se a melhor forma de aproveitar as reservas de energia providas do reservatório de combustível.

Os combustíveis são refinados a partir do petróleo bruto e para uso em motores de combustão, sendo os mais populares a gasolina e o diesel, enquanto o mais utilizado na aviação é o querosene (MIRANDA, 2014).

O tamanho do reservatório para armazenamento de combustível fóssil impacta na disponibilidade geométrica por ocupar um volume e alterar significativamente a massa da aeronave. Outro impacto é na potência que pode ser requerida pela fonte de potência e que por sua vez impacta no grau de hibridação da aeronave (SCHOMANN, 2014).

#### **2.2.5 Conversores eletrônicos de controle de potência e sistemas**

Os conversores eletrônicos estão integrados aos principais componentes do sistema de propulsão híbrido-elétrica (gerador elétrico da turbina a gás, banco de baterias e motor elétrico) buscando desempenhar um importante papel na confiabilidade e viabilidade do veículo híbrido. Possibilita diferentes combinações de potência e rotações por minuto por meio da regulação da frequência e tensão do motor elétrico. O sistema eletrônico deve ser eficiente e buscar a melhoria da faixa de operação e economia do veículo para diferentes situações de voos (EMADI, 2005). O sistema engloba os dispositivos eletrônicos conversores de potência, o sistema de instrumentação, assim como todo o sistema para monitoramento e controle da aeronave.

Os conversores eletrônicos são um subsistema que vai operar de acordo com o que for decidido pelo sistema supervisor e de controle. O sistema supervisor irá decidir a distribuição de potência a ser entregue na hélice dependendo da fase de voo da aeronave e de acordo com a potência requerida pela mesma. Através desse sistema, é possível determinar qual melhor combinação e partes de cada fonte geradora de potência será utilizada para o fornecimento de energia para aeronave.

O papel desempenhado pelos conversores eletrônicos engloba, além do controle de potência e desempenho do sistema, todo o sistema de ligação dos conversores de energia e coordena a operação dos subsistemas para a melhor distribuição de potência para o eixo da hélice. (EMADI, 2005).

### **2.2.6 Acoplamentos**

O objetivo do módulo e conjunto de acoplamentos é realizar a conexão mecânica entre os componentes do sistema, podendo distribuir torque ou velocidade de rotação para os motores. Os acoplamentos mecânicos neste sistema são tratados como ideais e, por isso, sua massa é desconsiderada. Este componente é totalmente dependente da geometria da aeronave, com as posições de montagem e tamanhos possíveis, e por isso, deve ser projetado dentro das condições específicas de cada projeto de aeronave (SCHOMANN, 2014).

### **2.2.7 Hélice**

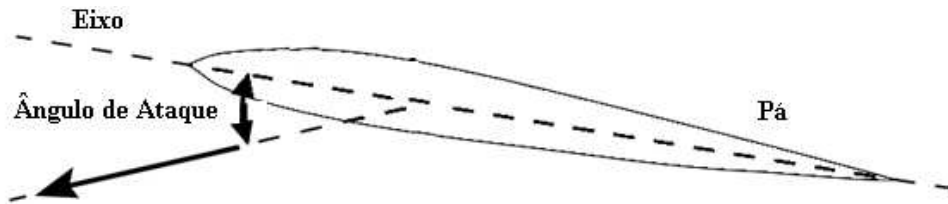
A hélice é o componente que gera empuxo sendo o produto final da conversão de energia responsável pela decolagem da aeronave. Convertendo energia mecânica rotacional em energia de translação, a aplicação do torque resulta na geração de empuxo, fazendo com que o veículo aéreo se mova com uma velocidade de translação.

Ela é composta de um cubo motorizado ligado a várias pás de forma que possibilite giros em torno do eixo longitudinal. As características geométricas dessas pás ou lâminas da hélice contribuem para a geração do empuxo e, em conjunto com o vento relativo nas pás, definem o empuxo resultante gerado pelas fontes geradoras de potência e da eficiência da hélice (MIRANDA, 2014).

As hélices podem ser ligadas diretamente a fontes geradoras de potência mecânica ou, em alguns projetos, através de uma caixa de redução. Suas perdas são ocasionadas pelos arrastos. Podendo ser: de atrito, de forma, o induzido e o de onda (SCHOMANN, 2014).

Um esquema com os principais parâmetros geométricos de uma hélice é apresentado na Figura 6.

Figura 6 – Parâmetros geométricos de uma hélice



Fonte: Autor, 2020

## 2.3 TOPOLOGIAS HÍBRIDAS - CONFIGURAÇÕES E ARQUITETURA DOS COMPONENTES DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA

Neste capítulo será apresentado algumas das diversas maneiras de combinar as fontes de energia para a geração da propulsão da aeronave. Serão demonstradas as principais arquiteturas dos componentes da propulsão, bem como as influências, comportamentos e particularidades dessas combinações dos componentes da aeronave.

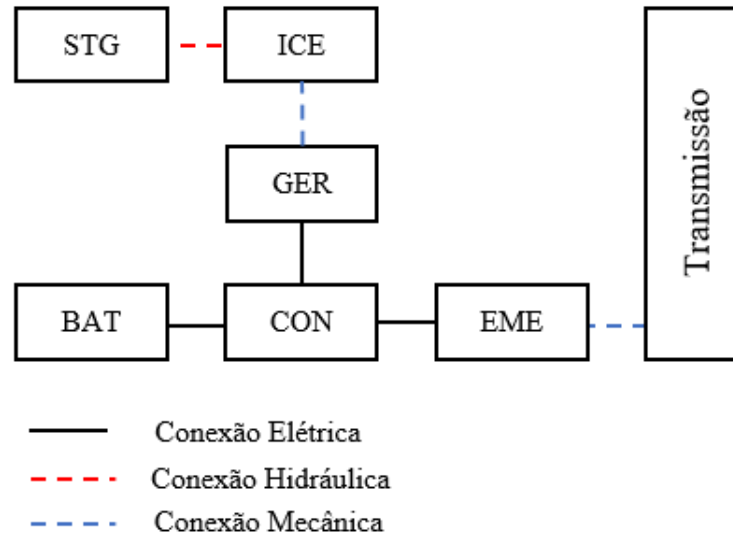
As diversas maneiras de se combinar as fontes de energia para a geração da propulsão da aeronave, influenciam nas diversas maneiras de funcionamento e características próprias com vantagens e desvantagens, em termos de eficiência energética, complexidade e limitações técnicas (ESHANI, 2010). Os principais tipos de combinação desses componentes são descritos nos próximos tópicos.

### 2.3.1 Topologia Híbrida em série

Na arquitetura em série tem-se um tanque de combustível que fornece energia para o motor de combustão interna (ICE), transformando energia química do combustível em potência mecânica. A potência gerada pelo ICE é transmitida para um gerador, convertendo essa energia mecânica em energia elétrica. O motor elétrico (EME) é alimentado por duas fontes de energia, podendo ser, somente o gerador, somente a bateria ou uma combinação de ambas as fontes. Por fim, o EME é responsável pela transmissão de potência para o eixo final, que no caso de aeronaves, pode ser uma hélice. Destaca-se que somente o motor elétrico aciona o eixo final da hélice, podendo ser alimentado somente por baterias, somente pelo motor térmico ou por ambos, gerando energia para a hélice (KOSTER, 2011). A Figura 7 apresenta um esquema simplificado dessa arquitetura.



Figura 7 - Configuração em série dos componentes da propulsão híbrido-elétrica



Fonte: Autor, 2020

Quando o requerimento de potência para impulsionar a aeronave é pequeno, a energia convertida pelo gerador elétrico na saída oriunda do motor térmico pode ser utilizada para impulsionar a aeronave e seus subsistemas.

Uma vantagem dessa arquitetura é o fato do motor térmico estar desacoplado do eixo do motor elétrico, dessa forma, as variações de carga que o veículo aéreo sofre, não são repassadas para este motor, podendo operar no seu ponto de máximo rendimento, permitindo também, uma forma de controle mais simplificada.

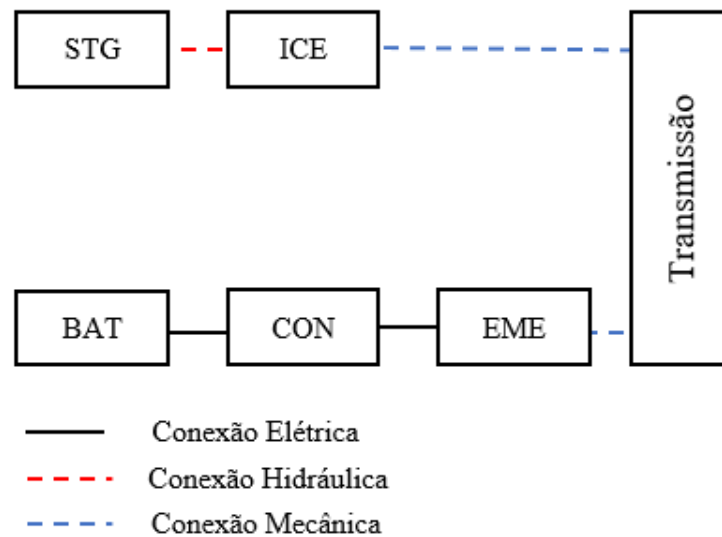
Como desvantagens, tem-se o fator da propulsão ser inteiramente realizada pelo motor elétrico, necessitando assim, um grande peso e alto custo desse equipamento. No que diz respeito à eficiência energética do sistema, ela é dependente das múltiplas conversões mecânicas e elétricas (ESHANI, 2010).

### 2.3.2 Topologia Híbrida em paralelo

Na configuração em paralelo, através de um acoplamento mecânico, ambas as fontes de potência acionam mecanicamente o veículo, permitindo assim que o motor térmico forneça tração e potência mecânica em paralelo com o motor elétrico, acionando em conjunto a hélice. Ou seja, duas diferentes vertentes de potência chegando à transmissão, provenientes do ICE e EME. O motor elétrico recebe energia de um banco de baterias através de um conversor eletrônico de potência. Nesta arquitetura ambas as fontes são acopladas mecanicamente ao eixo

da transmissão e hélice, podendo fornecer a propulsão de maneira independente e utilizar uma fonte ou as duas em conjunto. O funcionamento de uma dessas fontes não altera o funcionamento da outra. A Figura 8 apresenta um esquema simplificado dessa arquitetura.

Figura 8 - Configuração em paralelo dos componentes da propulsão híbrido-elétrica



Fonte: Autor, 2020

Uma vantagem deste sistema em relação ao em série é a não necessidade de um gerador elétrico, podendo ambos os motores dividir a propulsão do veículo, podendo assim, haver uma redução nas capacidades nominais exigidas de cada motor. Com a redução das capacidades nominais, o sistema híbrido terá menor tamanho e peso (o motor elétrico não precisa ter a potência máxima de propulsão como no caso do sistema em série). Assim, a eficiência global do sistema pode ser maior.

Uma das desvantagens seria a adição de massa no sistema por conta do acoplamento mecânico. O controle de acionamento de um veículo em paralelo é mais complexo. Sua dificuldade de implementação refere-se ao sistema de transmissão mecânica e no sistema de controle que integra as diversas fontes e gerencia o fluxo de energia entre as mesmas (KREIMEIER, 2017).

Com o compartilhamento de torque das duas unidades geradoras de potência podem-se operar a aeronave buscando satisfazer um alto requisito de desempenho visando aumento da eficiência global do sistema (ESHANI, 2010).

Além das duas principais arquiteturas apresentadas, outras formas de arranjo de componentes também são possíveis. Por exemplo, a configuração paralela-série que é uma

combinação de ambas. Existe também a configuração puramente elétrica que é quando se utiliza somente o conjunto baterias - conversores eletrônicos - motor elétrico – hélice, sem fonte térmica. Outra configuração é a chamada turbo-elétrica, que é similar a uma tipologia em série, mas sem o conjunto de baterias e o seu correspondente conversor eletrônico.

## 2.4 INTERAÇÃO ENTRE OS COMPONENTES DO SISTEMA DE PROPULSÃO

Cada combinação dos componentes da propulsão pode fornecer uma maneira diferente de interação entre os equipamentos e assim, apresentar distintos comportamentos e características em termos energéticos para a aeronave.

Em relação às eficiências, os motores elétricos apresentam valores maiores aos térmicos. Porém a vantagem dos motores térmicos em relação aos elétricos está relacionada a sua maior capacidade de armazenamento por unidade de peso dos combustíveis fósseis que chega a ser até sessenta vezes maior que as baterias de última geração existentes (SCHOMANN, 2014).

Por essas características, o sistema de propulsão elétrico que tem sido desenvolvido até a atualidade é recomendado para missões de curta duração ou no apoio em decolagens e aterrissagens. Quando age em colaboração com um motor térmico em um sistema híbrido, pode operar em conjunto com a turbina a gás ou motor de combustão uma vez que o aumento da energia acumulada da bateria é diretamente proporcional à massa da mesma.

Com as combinações e arquiteturas dos elementos descritos, através do estudo apresentado nesse trabalho foi possível combinar as capacidades de cada sistema permitindo um voo para aeronaves energeticamente mais eficientes.

## 2.5 ESPECIFICIDADES DA OPERAÇÃO DE AERONAVES

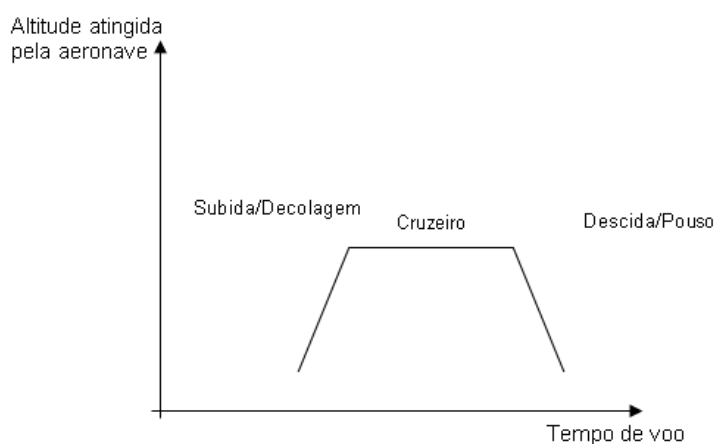
Para analisar a efetividade e os reais benefícios do sistema de propulsão híbrido em relação ao sistema de propulsão de aeronaves convencionais, são analisadas as situações de voo da mesma, bem como as demandas energéticas envolvidas para toda a missão aérea. A definição da missão aérea requer distintos pontos de operação com diferentes porcentagens de uso de cada fonte de energia.

As possíveis fases de voo para a aeronave são: decolagem e subida, cruzeiro, descida e pouso. De acordo com a fase de voo, é determinada, através do sistema dos dispositivos eletrônicos, a melhor faixa de operação e economia energética da aeronave. As combinações das fontes de potência e interações dos dispositivos, visam uma melhor eficiência global do

sistema e um menor consumo energético dos processos envolvidos. Por exemplo em decolagens e subidas é requerido uma grande quantidade de potência podendo exigir uma operação conjunta das fontes térmica e elétrica em seu maior nível de desempenho (SCHOMANN, 2014).

Na Figura 9 é representada a relação do tempo de voo com a altitude atingida pela aeronave, permitindo a percepção das diferentes fases de voo da aeronave e essas fases demandarão diferentes arranjos das fontes geradoras de potência para disponibilização da energia a ser consumida pela aeronave.

Figura 9 – Fases de voo. Relação da Altura com as fases de voo da aeronave



Fonte: Autor, 2020

Um artigo produzido por PORNET, 2015 mostra um modelo matemático do sistema de propulsão híbrido-elétrico baseado nas potências e eficiências de cada equipamento. Nesse modelo, cada missão específica demanda uma potência necessária baseada no tamanho e desempenho da aeronave.

Um modelo simplificado para aeronaves de pequenos portes é proposto por KREIMER e STUMPF, 2017. Nele, com cada etapa de voo é equacionado as massas de todos os componentes do sistema.

Quanto maior a demanda energética da aeronave, mais pesado é o sistema de propulsão, sendo a massa diretamente proporcional à essa quantidade de energia demandada. Em qualquer aeronave, o sistema de conversão da energia armazenada em movimento se correlaciona com a queima de combustível e conseqüentemente com a massa do reservatório e baterias. Sendo assim, os requisitos do voo devem ser analisados e considerados no processo de dimensionamento e análise de aeronaves (SCHOMANN, 2014).

## 2.6 GESTÃO ENERGÉTICA NO SISTEMA DE PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA

O objetivo do gerenciamento de energia é promover a melhor administração das fontes energéticas do sistema, além de monitorar a utilização de cada componente, e, devido à complexidade do projeto, organizar os recursos disponíveis. Esse gerenciamento está diretamente relacionado aos seus componentes e suas interações.

Como as condições de operação das aeronaves afetam diretamente sua performance energética, a utilização de diferentes fontes de energia para o mesmo veículo demanda estratégias de controle que gerencie o funcionamento desse sistema objetivando um melhor desempenho. Para isso, torna-se necessário a identificação das variáveis mais relevantes para a caracterização do problema e a melhor tomada de decisão do sistema de controle.

A fim de promover um melhor entendimento do sistema energético, é necessário conhecer os modos de operação, as áreas e os equipamentos com maiores potenciais de trabalho, ou seja, uma análise exérgica do sistema. A realização do gerenciamento da energia é feita através dos seguintes estudos: balanços energéticos e exérgicos, análise das eficiências e controle da demanda de energia. A análise é feita individualmente para cada componente do sistema. O controle da demanda tem uma vasta aplicação, podendo ser feito em qualquer sistema, mecânico ou elétrico.

Identificando os principais contribuintes para o consumo de energia da aeronave, é possível relacionar a eficiência global do sistema com seus influenciadores e, quando possível, outros parâmetros que contribuem para seu melhor desempenho operacional.

### 3 MODELAGEM ENERGÉTICA DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA EM AERONAVES

O presente capítulo apresenta o modelo matemático para descrever um sistema de propulsão híbrido-elétrico para aeronaves.

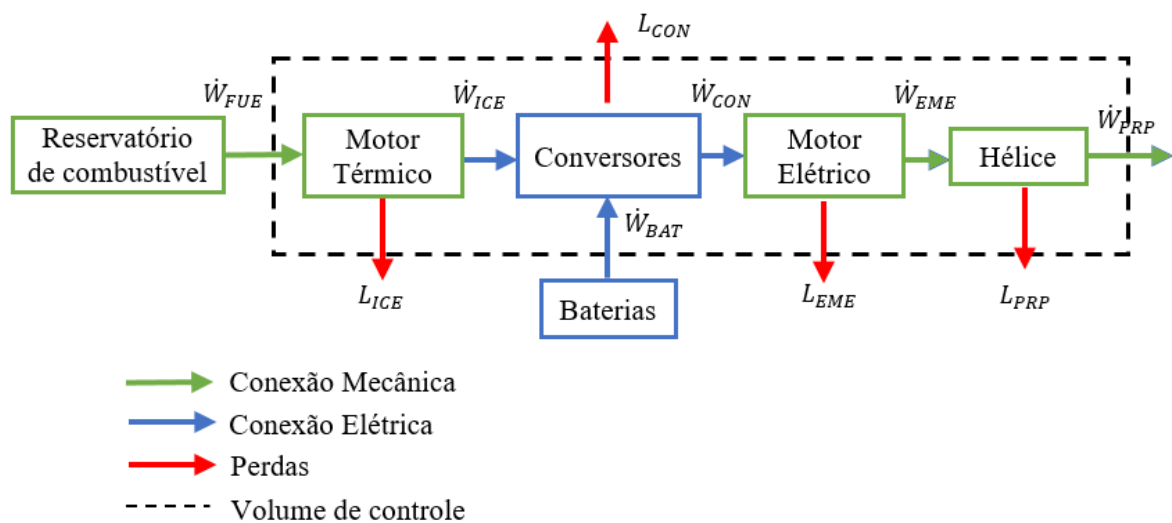
Visando melhorias em soluções tecnológicas com o desenvolvimento do tema abordado neste trabalho e uma melhoria na gestão energética de aeronaves, o primeiro passo seria a modelagem energética de seu sistema de propulsão.

É apresentado um sistema de equações comportamentais energéticas e operacionais, permitindo um futuro auxílio em estratégias de controle, regimes de operação e estratégias para melhores condições de voo e uma aeronave com maior eficiência termoeconômica.

#### 3.1 DESCRIÇÃO DO SISTEMA E ESQUEMA GERAL

O modelo consiste no equacionamento dos componentes do sistema de propulsão, bem como suas interações utilizando hipóteses simplificadoras. O sistema é composto pelos sete principais componentes descritos no tópico 2.2 do capítulo 2. Um esquema da propulsão híbrido-elétrica com as principais variáveis envolvidas no sistema é mostrado na Figura 10.

Figura 10 – Principais variáveis do sistema de propulsão híbrido-elétrica



Fonte: MACHADO, 2019

### 3.2 HIPÓTESES SIMPLIFICADORAS

As seguintes hipóteses foram adotadas para o modelo:

- I. Não há dissipação de energia no tanque de combustível ou baterias
- II. A bateria apresenta energia específica constante
- III. Condições de estado estacionário considerados para ICE, CON, EME e PRP
- IV. Não foram consideradas variações de energia potencial
- V. A descarga da bateria não é representada

### 3.3 EQUAÇÕES GERAIS

Definido o volume de controle para cada componente principal e analisados separadamente, é feita a análise dos fluxos de energia e massa.

#### 3.3.1 Balanço de massa

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

#### 3.3.2 Balanço de energia (Primeira Lei da Termodinâmica)

$$\dot{Q}_{liq,in} - \dot{W}_{liq,in} = \sum (\dot{m}h)_{out} - \sum (\dot{m}h)_{in} + (m_2 u_2 - m_1 u_1)_{sis} \quad (3.2)$$

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

#### 3.3.3 Balanço de Entropia

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

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

### 3.3.4 Balanço de Exergia para volumes de controle

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

$$\psi = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (3.6)$$

## 3.4 EQUAÇÕES DOS COMPONENTES DO SISTEMA

O modelo matemático apresentado a seguir é baseado em equações fundamentais, e consiste em equacionar os balanços de massa e energia para cada componente do sistema. Buscando meios de representar o modelo matemático da propulsão híbrido-elétrica de aeronaves, a seguir, será apresentado as características principais de funcionamento dos componentes de um sistema híbrido em série.

### 3.4.1 Turbina a gás

A função da máquina térmica na propulsão híbrido-elétrica de uma aeronave é atuar como uma das duas fontes geradoras de potência mecânica ou geração de empuxo, operando em conjunto com uma segunda fonte, o motor elétrico. Sua função é converter em potência mecânica a energia calorífica do combustível.

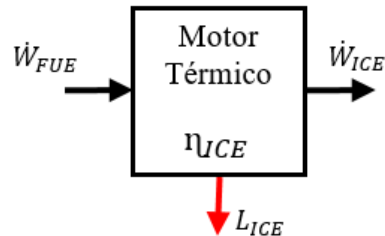
Da análise do modelo termodinâmico é obtida a equação a seguir do fluxo de energia que entra na turbina a gás que é o produto da taxa de energia do combustível  $\dot{W}_{FUE}$  pela eficiência  $\eta_{ICE}$ :

$$\dot{W}_{ICE} = \dot{W}_{FUE} * \eta_{ICE} \quad (3.7)$$



O modelo termodinâmico do motor térmico é apresentado juntamente com seus principais parâmetros na Figura 11.

Figura 11- Modelo termodinâmico do motor térmico



Fonte: Autor, 2020

A eficiência do motor térmico é uma variável de entrada do modelo proposto. Porém, para a utilização em projetos, essa eficiência é calculada de acordo com o seu mapa de eficiência e das funções das especificidades de operação da aeronave (PORNET,2015).

### 3.4.2 Sistema de Combustível

O termo sistema de combustível inclui o próprio combustível e seu reservatório. Esse sistema tem como características relevantes a massa do tanque e do combustível disponíveis. Com o conhecimento do combustível e de suas propriedades é possível estabelecer a quantidade de energia possível a ser entregue para o motor de combustão (SCHOMANN, 2014).

Como ressaltado no item 3.2, hipóteses simplificadoras, não há dissipação de energia no tanque de combustível, por isso sua eficiência  $\eta_{FUE}$  é tratada como constante.

A exergia química acumulada no reservatório de combustível diminui com o tempo, afetando assim, o peso e autonomia da aeronave em aplicações aeronáuticas. A operação considera uma saída de energia constante, conforme expresso por:

$$\frac{dE_{STG}}{dt} = W_{FUE} \quad (3.8)$$

Para a análise da exergia do combustível, a exergia química  $\xi$  foi adotada. Essa exergia é dada pela razão de um específico combustível  $C_\alpha H_\gamma$  expressa pela seguinte equação (DINCER, 2013):

$$\xi = 1,0401 + 0,01728 * \left(\frac{\gamma}{\alpha}\right) \quad (3.9)$$

Onde  $\alpha$  é o número de carbono e  $\gamma$  o número de hidrogênio da representação química do combustível. A exergia do combustível  $\dot{X}_{FUE}^{\phi}$  é dada pela equação 3.4 (MACHADO, 2019):

$$\dot{X}_{FUE}^{\phi} = \frac{LHV * \dot{m}_{FUE}^{\phi}}{\xi} \quad (3.10)$$

LHV representa o menor valor de aquecimento do combustível e  $\dot{m}_{FUE}^{\phi}$  é o fluxo de massa de combustível.

### 3.4.3 Dispositivos eletrônicos com conversores de potência

Os veículos híbridos requerem uma série de módulos de controle e conversores eletrônicos de potência para controlarem os componentes do sistema de propulsão, gerenciado o armazenamento e a distribuição da energia. Sua função é controlar a operação e as tomadas de decisões, utilizando a gestão energética para as diferente situações e fases de voo, integrando todos os componentes do sistema de propulsão da aeronave (PORNET, 2015).

Da análise do modelo termodinâmico é obtida a equação a seguir do fluxo de energia dos conversores:

$$\dot{W}_{CON} = \dot{W}_{ICE} * \eta_{CON;1} + \dot{W}_{BAT} * \eta_{CON;2} \quad (3.11)$$

Para fontes de energias não convencionais, a distância percorrida por unidade de quantidade de energia é um parâmetro importante definido como a faixa de energia específica do ar (ESAR) com unidades de metros por Joule, dado pelas seguintes equações (PORNET, 2015 e SEITZ, 2012):

$$ESAR = \frac{V_{ACF} * \frac{L}{D}}{TSPC * m_{ACF} * g} \quad (3.12)$$

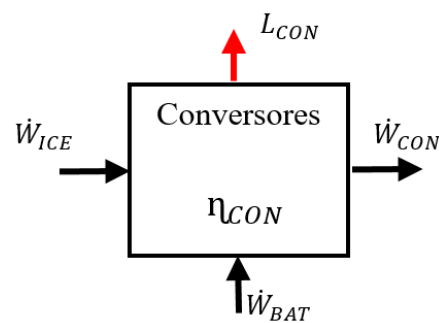
$$TSPC = \frac{\dot{W}_{FUE} + \dot{W}_{BAT}}{T} \quad (3.13)$$

$$T = 2,84 * 10^{-6} * W_{PRP}^{\cdot 2} - 0,091 * W_{PRP}^{\cdot} + 1124 \quad (3.14)$$

TSPC é o consumo específico de combustível do empuxo, T o empuxo da aeronave, g a gravidade,  $V_{ACF}$  a velocidade de vôo e  $\frac{L}{D}$  o coeficiente de sustentação-arrasto.

O balanço energético dos conversores eletrônicos é mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Balanço energético dos conversores eletrônicos de potência



Fonte: Autor, 2020

### 3.4.4 Bateria

O objetivo do módulo das baterias é a realizar a composição da energia química disponível para alimentação do sistema elétrico. O parâmetro de maior relevância da bateria é a massa do componente  $m_{BAT}$ , uma vez que a potência máxima disponível da bateria depende da sua massa total instalada e da sua energia específica (PORNET, 2015). Uma das maneiras de determinar a massa requerida do conjunto de baterias é assumir um valor constante para a energia específica  $e_{BAT,p}$  e dimensiona-la de acordo com a energia demandada.

É possível calcular a potência máxima disponível do conjunto de baterias, conforme a equação:

$$W_{BAT,max} = e_{BAT} * m_{BAT} \quad (3.15)$$

Como a descarga da bateria afeta sua tensão, causando uma potência nominal inferior com o decorrer do descarregamento, consideraremos para esse estudo apenas as condições operacionais na zona nominal, cuja variação da energia com o tempo é constante. A zona exponencial e a zona limite não serão consideradas nesse estudo.

A taxa de energia que sai da bateria é obtida pela equação:

$$\frac{dE_{BAT}}{dt} = W_{BAT} \quad (3.16)$$

A potência da bateria é dada por:

$$W_{BAT} = V_{BAT} * i \quad (3.17)$$

A taxa de descarga da bateria é descrita por:

$$V_{BAT} = E_0 - K \frac{Q}{Q - iT} - iR + Ae^{-iTB} \quad (3.18)$$

$E_0$  é a tensão interna,  $V_{NOM}$  é a tensão no final da zona de utilização da bateria (zona nominal),  $V_{FULL}$  a tensão de carga total,  $V_{EXP}$  é a tensão no final da zona exponencial,  $K$  é a constante de polarização,  $Q$  é a capacidade máxima,  $Q_{NOM}$  é a capacidade nominal no final da zona nominal,  $Q_{EXP}$  é a capacidade no final da zona exponencial,  $R$  é a resistência interna,  $iT$  é a capacidade extraída,  $i$  é a corrente de carga/descarga,  $A$  a amplitude da zona exponencial e  $B$  é a constante de carga inversa. Esses parâmetros são disponibilizados pelos fabricantes. As equações a seguir calculam esses parâmetros:

$$E_0 = V_{FULL} + K + iR - A \quad (3.19)$$

$$K = \frac{\{V_{FULL} - V_{NOM} + A[\exp(-B * Q_{NOM}) - 1]\} * (Q - Q_{NOM})}{Q_{NOM}} \quad (3.19a)$$

$$Q = i_{NOM} * t \quad (3.19b)$$

$$R = V_{NOM} * \frac{1 - \eta_{BAT}}{0,2 * Q_{NOM}} \quad (3.19c)$$

$$\eta_{BAT} = 1 - \frac{0,2 * R * Q_{NOM}}{V_{NOM}} \quad (3.19d)$$

$$A = V_{FULL} - V_{EXP} \quad (3.19e)$$

$$B = \frac{3}{Q_{EXP}} \quad (3.19f)$$

Na equação (3.19e) o termo “A” representa a diferença entre a tensão da bateria de carga completa e a tensão no final da zona exponencial.

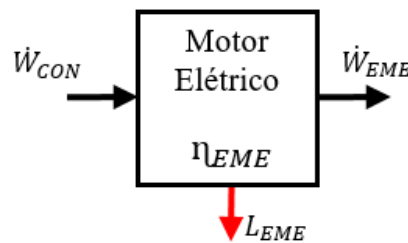
### 3.4.5 Motor elétrico

De acordo com o a análise do modelo termodinâmico, a potência elétrica fornecida pelo motor elétrico é dada por:

$$\dot{W}_{EME} = \dot{W}_{CON} * \eta_{EME} \quad (3.20)$$

O balanço de energia do motor elétrico é apresentado juntamente com seus principais parâmetros na Figura 13.

Figura 13 – Balanço de energia do motor elétrico



Fonte: Autor, 2020

### 3.4.6 Hélice

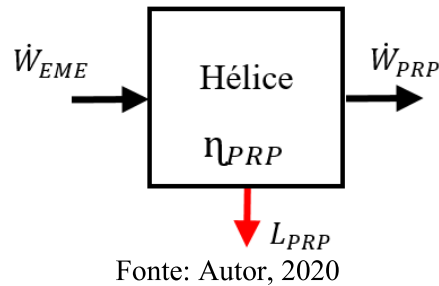
A função da hélice é gerar a potência de propulsão de impulso e velocidade de translação (HUNG & GONZALEZ, 2012).

De acordo com o a análise do modelo termodinâmico, a potência da hélice é equacionada por:

$$\dot{W}_{PRP} = \dot{W}_{EME} * \eta_{PRP} \quad (3.21)$$

O balanço de energia da hélice é apresentado juntamente com seus principais parâmetros na Figura 14.

Figura 14 – Balanço de energia da hélice



### 3.5 EQUAÇÕES DE INTERAÇÃO DOS COMPONENTES, EFICIÊNCIA GLOBAL E PARÂMETROS DE DISTRIBUIÇÃO

Nos tópicos anteriores foram demonstrados os modelos dos componentes do sistema de propulsão híbrido-elétrica. Nesta parte é apresentado as equações dos componentes gerais e de interação do sistema.

#### 3.5.1 Fator de Híbridação

A híbridação, definida por  $\phi$ , é um coeficiente adimensional que compara a quantidade de energia elétrica utilizada na aeronave das baterias  $\dot{W}_{BAT}$  com a quantidade total de energia disponível no sistema  $\dot{W}_{BAT} + \dot{W}_{ICE}$ . Esse fator é uma das maneiras de classificar os veículos híbrido-elétricos. O coeficiente caracteriza a interação entre o sistema elétrico e o sistema convencional de propulsão, equacionado por:

$$\phi = \frac{\dot{W}_{BAT}}{\dot{W}_{BAT} + \dot{W}_{ICE}} \quad (3.22)$$

$\phi$  é zero quando a aeronave opera simplesmente com a propulsão convencional ( $\dot{W}_{BAT} = 0$ ). Quando  $\phi = 1$ , a aeronave totalmente elétrica – somente alimentada por baterias ( $\dot{W}_{ICE} = 0$ ).

#### 3.5.2 Eficiência Exergética Global

A eficiência exergética global do sistema é dada por:

$$\eta_{global,sys} = \frac{\dot{X}_{out}}{\dot{X}_{in}} \quad (3.23)$$

Onde:

$$\dot{X}_{in} = \dot{X}_{FUE} + \dot{X}_{BAT} \quad (3.23a)$$

$$\dot{X}_{out} = \dot{X}_{HEL} \quad (3.23b)$$

### 3.5.3 Eficiência da distribuição da potência elétrica

O parâmetro de eficiência do sistema de gestão e distribuição de potência elétrica é calculado por (PORNET, 2015):

$$\eta_{PMD} = \eta_{ELE} * \eta_{EME} \quad (3.24)$$

Onde  $\eta_{PMD}$  é a eficiência de gerenciamento energético e  $\eta_{EME}$  é a eficiência do motor elétrico.

### 3.5.4 Fator de Eletrificação

O grau de eletrificação,  $\beta$ , do sistema de propulsão operando em conjunto de uma fonte elétrica de potência, relaciona a razão entre a energia elétrica instalada na aeronave sobre a energia total instalada na mesma (PORNET, 2015). O grau de eletrificação é definido por:

$$\beta = \frac{E_{BAT}}{E_{FUE} + E_{BAT}} \quad (3.25)$$

Onde:

$$E_{BAT} = m_{BAT} * e_{BAT} \quad (3.26)$$

$$E_{FUE} = m_{FUE} * FHV \quad (3.27)$$

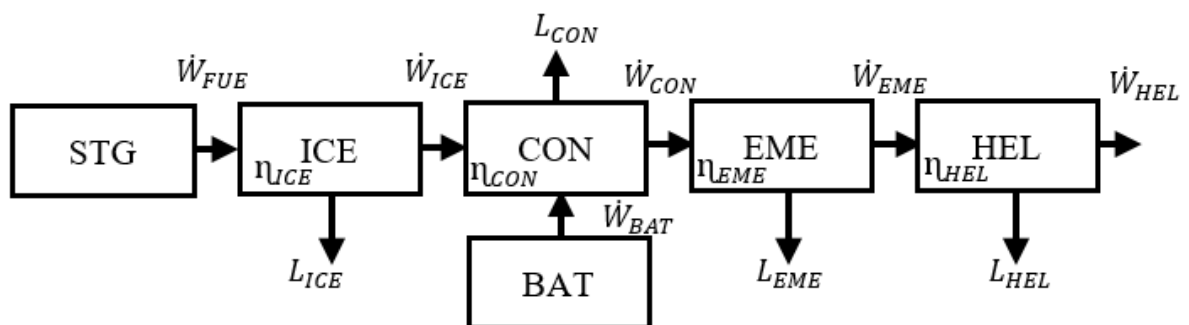
### 3.5.5 Fluxo Energético da aeronave

A combinação de um sistema convencional de alimentação (motor térmico), juntamente com um motor elétrico alimentado por baterias, tem por objetivo a utilização de um sistema mais eficiente e com as menores perdas possíveis para fornecer uma melhor eficiência global para a aeronave se comparada apenas com outra alimentada somente pelo sistema convencional.

A energia acumulada e armazenada no reservatório de combustível fóssil (STG) apresenta características que influenciam na capacidade de geração de potência do motor térmico de acordo com as propriedades do combustível acumulado. Assim como a energia armazenada pelo conjunto das baterias influencia na geração de potência do motor elétrico.

As energias acumuladas são convertidas de acordo com suas eficiências, que é a razão da potência de saída e de entrada dentro de um conversor energético e de suas potências específicas, que é a razão entre a potência de saída e a massa do conversor utilizado. Essas energias oriundas dos reservatórios energéticos são transmitidas para os respectivos motores que as utilizam como fonte de energia e de acordo com suas configurações de potência, dando continuidade no fluxo de energia da aeronave. O fluxo de energia da aeronave para a tipologia em série é apresentado na Figura 15.

Figura 15 - Esquema energético da propulsão híbrido-elétrica para configuração em série



Fonte: Autor, 2020

### 3.5.6 Eficiência global do sistema

A eficiência global do sistema consiste na relação da potência disponível na hélice sobre a potência oriunda do sistema de combustível, definida por:



$$\eta_{ACF} = \frac{W_{PRP}}{W_{FUE}} \quad (3.28)$$

### 3.6 APLICAÇÃO DA ANÁLISE EXERGEOCONÔMICA NA PROPULSÃO HÍBRIDA

Para a aplicação exergoeconômica, a alternativa escolhida foi se basear na metodologia de aplicação de AFFONSO, 2019. Nesse trabalho, a análise da exergia é aplicada como ferramenta para projetos de aeronaves avaliando o sistema de propulsão. Sua proposta é avaliar a eficiência exergética, taxas de energia destruída e a distribuição de irreversibilidades em um sistema híbrido-elétrico.

Exergia foi definida como sendo o trabalho máximo obtido por uma fonte de energia. Aplicando a metodologia, podemos quantificar as perdas termodinâmicas em cada componente e no sistema completo de propulsão. A destruição da exergia é relacionada a cada componente, dada por:

$$\dot{B}_{Dest} = \sum \dot{B}_{in} - \sum \dot{B}_{out} \quad (3.29)$$

A eficiência exergética de um componente ou sistema é calculada por:

$$\eta_B = \left( \frac{\sum \dot{B}_{out}}{\sum \dot{B}_{in}} \right) \quad (3.30)$$

Com as taxas de exergia destruídas determinadas para cada componente em cada fase de voo, é possível estimar o total da exergia destruída do sistema, usando o tempo de duração de cada fase, conforme definido por:

$$B_{Dest, Mission} = \sum_{FP} (\dot{B}_{Dest} * \Delta t_{FP}) \quad (3.31)$$

A eficiência da exergia de uma aeronave para uma missão específica de voo é definida pela equação

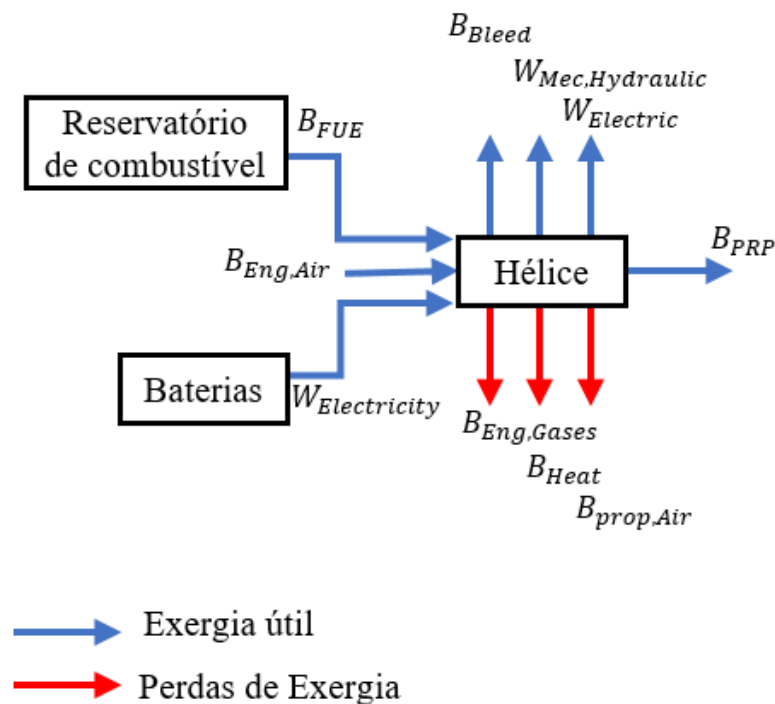
$$\eta_{Mission} = 1 - \frac{B_{Dest, Mission}}{B_{in}} \quad (3.32)$$

(3.33)

$$B_{in} = \sum_{FP} \left( \sum_{In} \dot{B}_{In} * \Delta t_{FP} \right)$$

A Figura 16 apresenta o diagrama de análise detalhando o consumo total de exergia do sistema de propulsão, bem como os produtos úteis e perdas. Fluxos azuis representam exergia útil e fluxos vermelhos representam perdas de exergia.

Figura 16 – Análise exérgica do sistema de propulsão híbrido-elétrico



Fonte: AFFONSO, 2019

A equação 3.34 define a exergia destruída de uma aeronave para a missão completa:

$$B_{Dest,Mission} = B_{FUE} + W_{Electricity} + B_{Eng,Air} - B_{out} \quad (3.34)$$

Com as taxas de exergia do combustível, a eletricidade do sistema e os produtos úteis definidos, respectivamente, pelas seguintes equações:

$$B_{Kerosene} = B_{FUE} * C_{T,Kerosene} \quad (3.35)$$

$$W_{Electricity} = \frac{W_{Bat}}{\eta_{BAT}} * C_{T,Ele} \quad (3.36)$$

$$B_{out} = B_{Bleed} + W_{Mec\_Hydraulic} + W_{electric} + B_{PRP} \quad (3.37)$$

$C_{T,Kerosene}$  representa o custo exergético unitário do combustível e  $C_{T,Ele}$  o custo exergético unitário de eletricidade.

A eficiência exergética para o sistema de propulsão híbrido elétrica é definida por:

$$\eta_{B,Mission} = 1 - \frac{B_{Dest,Mission}}{B_{Kerosene} + W_{Electricity} + B_{Air}} \quad (3.38)$$

Nos parágrafos anteriores foram demonstradas as equações para aplicação da análise exergoeconômica. Essa aplicação nos permite comparar diversas arquiteturas e configurações promovendo uma integração de projeto mais clara para análise, definindo prioridades de otimização em soluções mais eficientes exergeticamente ou mais econômicas. No sistema híbrido, a energia é fornecida por duas fontes de potência. As baterias fornecem energia elétrica juntamente com o combustível, que fornece a energia para o sistema convencional. No critério de dimensionamento, é possível promover uma otimização da energia permitindo que o motor térmico seja dimensionado para fases de voo específicas, evitando que, por exemplo, o critério de decolagem seja incluído no projeto, impactando diretamente o peso e tamanho do reservatório de combustível para missões específicas de voo.

## 4 SIMULAÇÃO DA PROPULSÃO HÍBRIDO-ELÉTRICA DE AERONAVES

### 4.1 INTRODUÇÃO

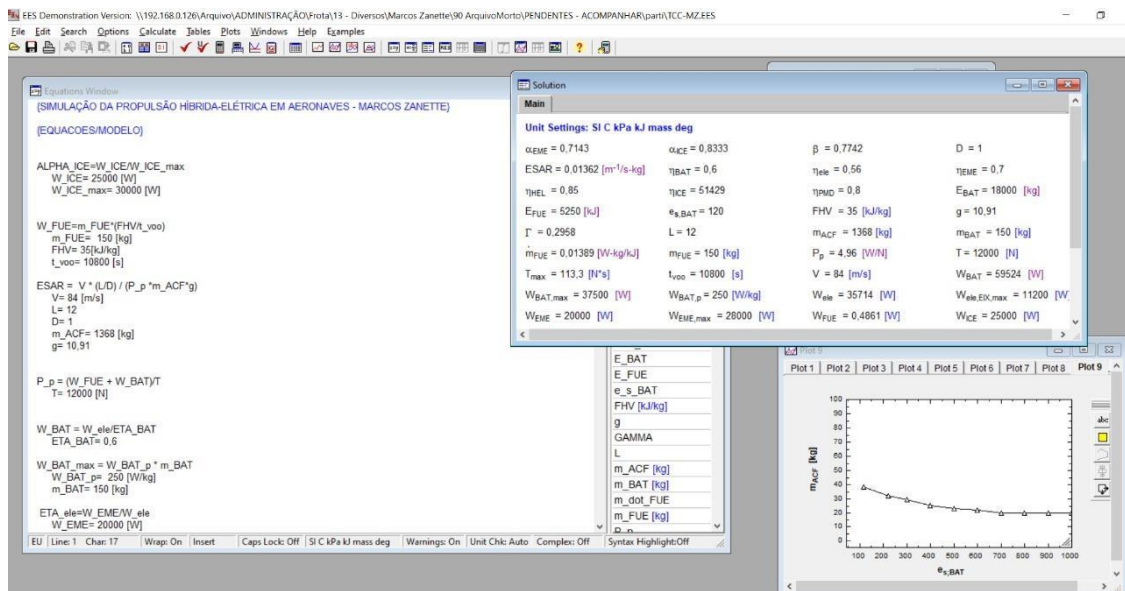
A seguir será apresentado a simulação de um caso de propulsão aeronáutica híbrido-elétrica. Serão apresentados os resultados que visam aumentar a compreensão das formas de operação e interação dos componentes de uma propulsão híbrido-elétrica.

Os modelos matemáticos descritos anteriormente foram implementados no software EES, Engineering Equation Solver (EES, 2004). O software admite um sistema de equações com igual número de variáveis e equações e as resolve simultaneamente usando o método de Newton-Raphson.

Com a simulação, foram feitas análises paramétricas para estudo de sensibilidade dos componentes do sistema de propulsão. É demonstrado a importância de um dos principais parâmetros tecnológicos que afetam as aeronaves híbrido-elétricas, a energia específica das baterias e um requisito aplicável a esse tipo de aeronaves, a taxa de tempo de voo elétrico.

A Figura 17 apresenta o ambiente computacional do software utilizado.

Figura 17 - Ambiente computacional EES



Fonte: Autor, 2020

## 4.2 SOLUÇÃO NUMÉRICA

O sistema de equações utilizado para a simulação é composto pelo mesmo número de equações e variáveis. O modelo matemático foi aplicado para retratar e analisar as interações da propulsão aeronáutica híbrido-elétrica.

A solução encontrada é apresentada na Figura 19. Também foram realizados estudos de análise sensítiva para mostrar as interações de alguns componentes e variáveis da propulsão híbrido-elétrica assim como o comportamento de alguns parâmetros.

### 4.2.1 Metodologia

A simulação consiste na introdução de dados de entrada para um caso particular de propulsão híbrido-elétrica e através do modelo matemático apresentado no capítulo 3, são determinados os valores das variáveis de saída. Um esquema desta metodologia é apresentado na Figura 18.

Figura 18 - Metodologia das variáveis do problema para solução numérica



Fonte: Autor, 2020

### 4.2.2 Simulação

O sistema é composto pelas 21 equações apresentadas a seguir e as 21 incógnitas, definidas como parâmetros juntamente com as variáveis de entrada.

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

$$\eta_{ICE} = \frac{W_{ICE}}{W_{FUE}} \quad (3.7)$$

$$\frac{dE_{STG}}{dt} = W_{FUE} \quad (3.8)$$

$$W_{CON} = W_{ICE} * \eta_{CON;1} + W_{BAT} * \eta_{CON;2} \quad (3.11)$$

$$ESAR = \frac{V_{ACF} * \frac{L}{D}}{TSPC * m_{ACF} * g} \quad (3.12)$$

$$TSPC = \frac{W_{FUE} + W_{BAT}}{T} \quad (3.13)$$

$$T = 2,84 * 10^{-6} * W_{PRP}^2 - 0,091 * W_{PRP} + 1124 \quad (3.14)$$

$$W_{BAT,max} = e_{BAT} * m_{BAT} \quad (3.15)$$

$$\frac{dE_{BAT}}{dt} = W_{BAT} \quad (3.16)$$

$$W_{BAT} = V_{BAT} * i \quad (3.17)$$

$$V_{BAT} = E_0 - K \frac{Q}{Q - iT} - iR + Ae^{-iT B} \quad (3.18)$$

$$E_0 = V_{FULL} + K + iR - A \quad (3.19)$$

$$W_{EME} = W_{CON} * \eta_{EME} \quad (3.20)$$

$$W_{PRP} = W_{EME} * \eta_{PRP} \quad (3.21)$$

$$\phi = \frac{W_{BAT}^{\cdot}}{W_{BAT}^{\cdot} + W_{ICE}^{\cdot}} \quad (3.22)$$

$$\eta_{global, sis} = \frac{X_{out}^{\cdot}}{X_{in}^{\cdot}} \quad (3.23)$$

$$\eta_{PMD} = \eta_{ELE} * \eta_{EME} \quad (3.24)$$

$$\beta = \frac{E_{BAT}}{E_{FUE} + E_{BAT}} \quad (3.25)$$

$$E_{BAT} = m_{BAT} * e_{BAT} \quad (3.26)$$

$$E_{FUE} = m_{FUE} * FHV \quad (3.27)$$

$$\eta_{ACF} = \frac{W_{PRP}}{W_{FUE}} \quad (3.28)$$

### 4.2.3 Variáveis de entrada de dados

O sistema é composto por 21 variáveis de entrada apresentadas a seguir.

$$W_{ICE} \quad (4.1)$$

$$W_{ICE,max} \quad (4.2)$$

$$m_{FUE} \quad (4.3)$$

$$FHV \quad (4.4)$$

$$t_{voo} \quad (4.5)$$

$$V \quad (4.6)$$

$$L \quad (4.7)$$

$$D \quad (4.8)$$

$$m_{ACF} \quad (4.9)$$

$$g \quad (4.10)$$

$$T \quad (4.11)$$

$$\eta_{BAT} \quad (4.12)$$

$$W_{BAT,p} \quad (4.13)$$

$$m_{BAT} \quad (4.14)$$

$$W_{EME} \quad (4.15)$$

$$W_{EME,max} \quad (4.16)$$

$$\eta_{HEL} \quad (4.17)$$

$$\eta_{PMD} \quad (4.18)$$

$$\eta_{EME} \quad (4.19)$$

$$e_{s,BAT} \quad (4.20)$$

$$PCI \quad (4.21)$$

### 4.3 ESTUDO DE CASO

A simulação computacional utilizando o modelo apresentado foi aplicada em um estudo de caso, descrito a seguir.

#### 4.3.1 Descrição do caso

O programa foi alimentado com os seguintes valores numéricos que correspondem a um caso específico de uma aeronave tripulada de pequeno porte, composto por duas fontes geradoras de potência (KREIMEIER,2017).

$$W_{ICE} \quad 30000 \text{ W}$$

$$W_{ICE,max} \quad 28000 \text{ W}$$

$$m_{FUE} \quad 150 \text{ kg}$$



$FHV$	35kJ/kg
$t_{voo}$	3000, 6600, 10200 segundos
$V$	84 m/s
$L$	12
$D$	1
$m_{ACF}$	1368 kg
$g$	9,81 m/s <sup>2</sup>
$T$	12000 N
$\eta_{BAT}$	0,6
$W_{BAT,p}$	250
$m_{BAT}$	150 kg
$W_{EME}$	20000 W
$W_{EME,max}$	28000 W
$\eta_{HEL}$	0,85
$\eta_{PMD}$	0,8
$\eta_{EME}$	0,7
$e_{s,BAT}$	130 Wh/kg
PCI	42580 [kJ/kg]

### 4.3.2 Resultados

A seguir são apresentados os resultados obtidos a partir da simulação. Os resultados foram comparados com os de outros pesquisadores. A Figura 19 apresenta os resultados obtidos da simulação pelo software EES.

Figura 19 – Resultados obtidos pelo software EES

Unit Settings: SI C kPa kJ mass deg

$\alpha_{EME} = 0,7143$	$\alpha_{ICE} = 0,8333$	$\beta = 0,7742$	$D = 1$	$ESAR = 0,01362 \text{ [m}^{-1}/\text{s}\cdot\text{kg]}$
$\eta_{BAT} = 0,6$	$\eta_{ele} = 0,56$	$\eta_{EME} = 0,7$	$\eta_{HEL} = 0,85$	$\eta_{ICE} = 51429$
$\eta_{PMD} = 0,8$	$E_{BAT} = 18000 \text{ [kJ]}$	$E_{FUE} = 5250 \text{ [kJ]}$	$e_{s,BAT} = 120$	$FHV = 35 \text{ [kJ/kg]}$
$g = 10,91$	$\Gamma = 25001$	$L = 12$	$m_{ACF} = 1368 \text{ [kg]}$	$m_{BAT} = 150 \text{ [kg]}$
$\dot{m}_{FUE} = 0,01389 \text{ [W}\cdot\text{kg/kJ]}$	$m_{FUE} = 150 \text{ [kg]}$	$P_p = 4,96 \text{ [W/N]}$	$T = 12000 \text{ [N]}$	$T_{max} = 113,3 \text{ [N}\cdot\text{s]}$
$t_{voo} = 10800 \text{ [s]}$	$V = 84 \text{ [m/s]}$	$W_{BAT} = 59524 \text{ [W]}$	$W_{BAT,max} = 37500 \text{ [W]}$	$W_{BAT,p} = 250 \text{ [W/kg]}$
$W_{ele} = 35714 \text{ [W]}$	$W_{ele,ED,max} = 11200 \text{ [W]}$	$W_{EME} = 20000 \text{ [W]}$	$W_{EME,max} = 28000 \text{ [W]}$	$W_{FUE} = 0,4861 \text{ [W]}$
$W_{ICE} = 25000 \text{ [W]}$	$W_{ICE,max} = 30000 \text{ [W]}$			

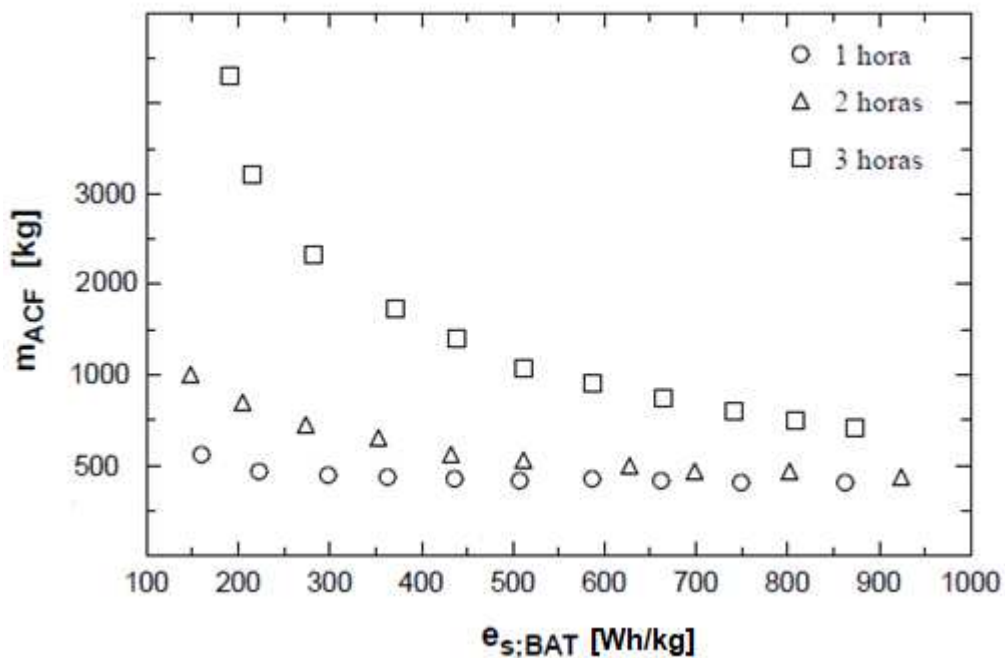
Fonte: Autor, 2020

## 4.3.2.1 Comparação com resultado de outro autor

A melhoria mais significativa visando à redução da massa do conjunto de propulsão de uma aeronave híbrido-elétrica é o aumento da energia específica da bateria  $e_{BAT}$ . Esse valor é limitado de acordo com o avanço tecnológico. O aumento dessa energia específica ocasiona uma redução significativa na massa da aeronave, mostrando a influência dessas variáveis.

As variações da massa de decolagem da aeronave  $m_{ACF}$  são plotadas com a variação da energia específica da bateria na Figura 20.

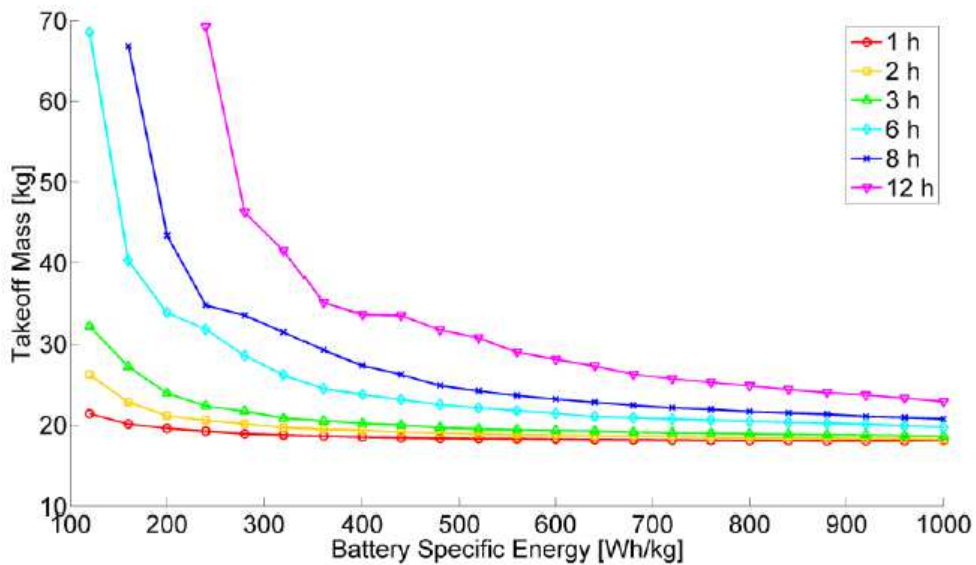
Figura 20 - Gráfico massa bateria x razão de peso da aeronave na decolagem



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

Com o aumento da energia específica da bateria, a massa de decolagem da aeronave diminui, mostrando, a influência da redução da massa da bateria na massa de decolagem. A bateria é identificada como o principal contribuinte para a massa do sistema de propulsão, conseqüentemente passa a ser um objetivo de melhoria. O gráfico obtido como resultado foi comparado com o de SCHÖMANN, 2014 apresentado na Figura 21.

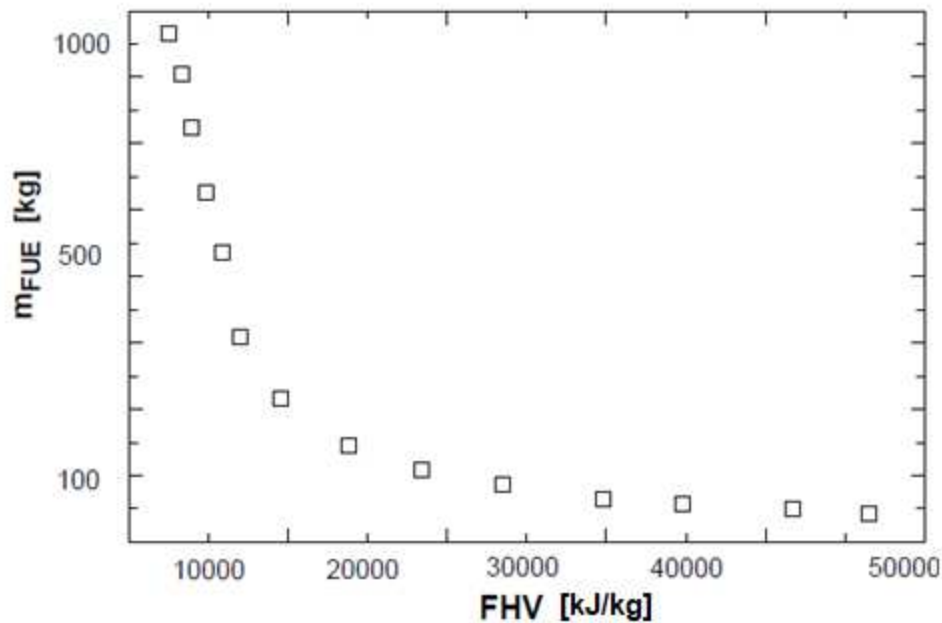
Figura 21 – Influência da massa de decolagem com a variação da energia específica da bateria



Fonte: SCHOMANN, 2014

Uma comparação similar com o poder calorífico do combustível  $FHV$  é realizada com a massa requerida dos reservatórios  $m_{FUE}$  para alimentação do motor térmico. A Figura 22 mostra a influência desse poder calorífico com a massa de combustível requerida pela aeronave para alimentação do motor térmico.

Figura 22 – Influência do poder calorífico do combustível na massa de combustível requerida



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

A redução da energia específica da bateria ocasiona uma redução significativa na potência entregue pelo motor elétrico para a propulsão, assim como uma redução do poder calorífico do combustível ocasiona uma redução na potência entregue pelo motor térmico. A medida que a energia elétrica disponível nas baterias é utilizada durante o cruzeiro, a queima de combustível é aumentada suprindo a maior necessidade de energia da aeronave. Sendo assim, esses parâmetros são fundamentais para melhorar a eficiência global do sistema.

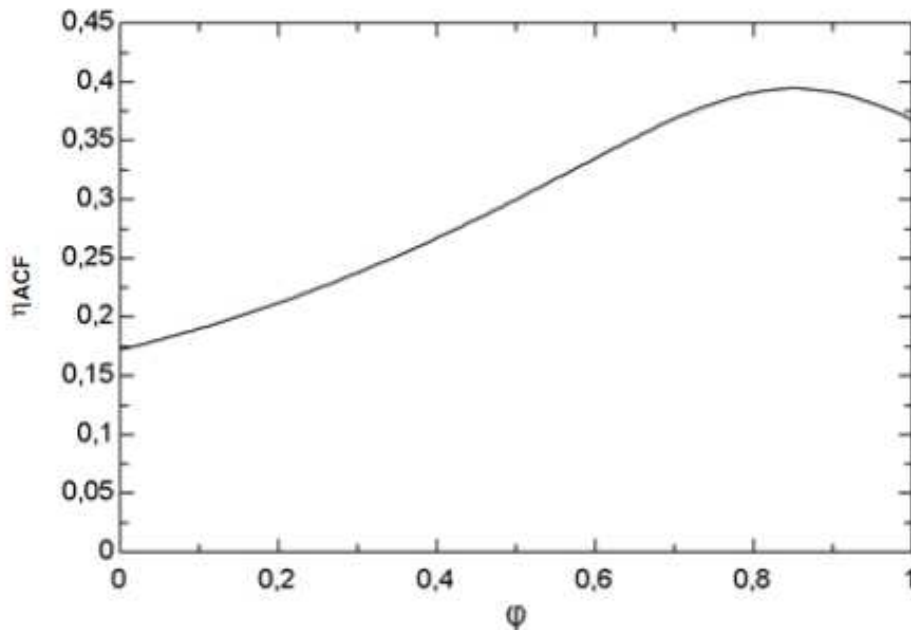
#### 4.3.2.2 Sensibilidade do fator de hibridação

Nos sistemas de propulsão híbrido-elétricas, a integração de sistemas convencionais de energia com sistemas elétricos leva ao aumento da eficiência energética e, conseqüentemente ocorre uma diminuição nas emissões poluidoras do ambiente (ZHANG, 2008).

A lógica do veículo híbrido-elétrico é fornecer uma nova fonte energética operando em conjunto com a fonte tradicional, visando um melhoramento no desempenho geral do sistema. Uma das maneiras de classificar esses veículos é pela razão da potência energética do motor elétrico instalada e a quantidade de potência total fornecida pela aeronave em conjunto de operação dos motores térmico e elétrico. A seguir, serão expostas algumas curvas da variação de parâmetros em função do fator de hibridação  $\phi$ .

De acordo com a Figura 23 é possível observar a variação da eficiência exergética global com o grau de hibridação. Verifica-se que o ponto de maior eficiência  $\eta_{ACF} = 0,4$  ocorre com  $\phi = 0,87$ . Percebe-se que o EME possui eficiência exergética maior do que o ICE, devido a propulsão apresentar a maior eficiência quando é feita 87% elétrica.

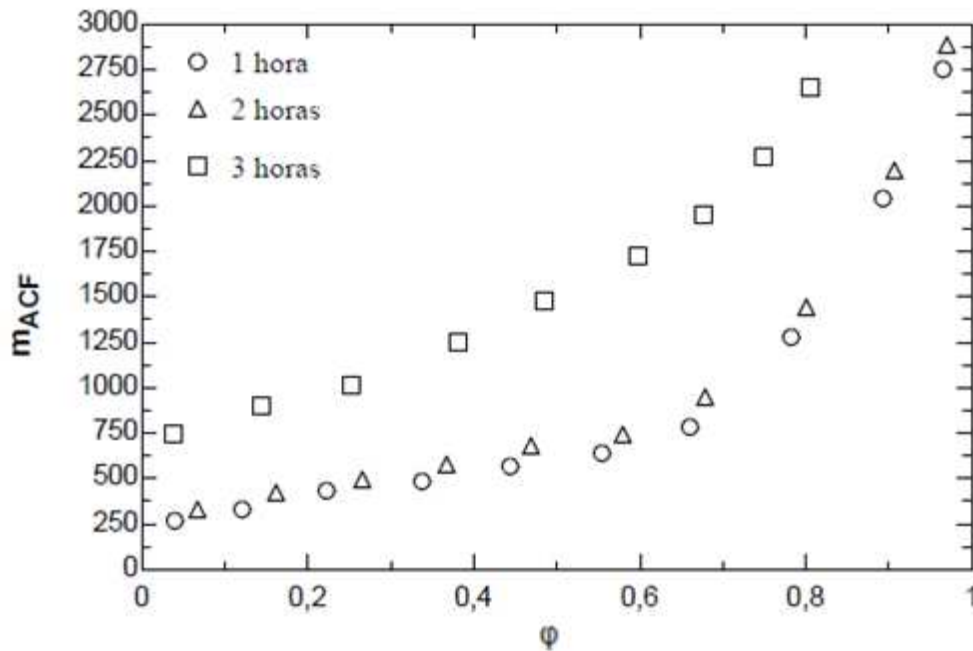
Figura 23 – Eficiência exergética global x Grau de Hibridação



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

A Figura 24 relaciona o fator de hibridação com a massa da aeronave  $m_{ACF}$  em diferentes tempos de voo. Com o aumento do tempo de voo, é requerido um aumento na massa da aeronave, ocasionado pelo peso adicional de energia para o transporte. É possível perceber, também, que para o mesmo fator de hibridação, um maior tempo de voo requer uma maior massa do conjunto de bateria e combustível, e conseqüentemente, uma maior massa do avião. A pouca variação da massa da aeronave para os tempos de 1 hora e 2 horas, com a variação do fator de hibridação, se deve ao fato do gasto energético para decolagem ser maior se comparado com o de cruzeiro. É possível interpretar que o gasto energético em pouco tempo de voo (com decolagem e cruzeiro) é pequeno se comparado com o gasto somente da decolagem.

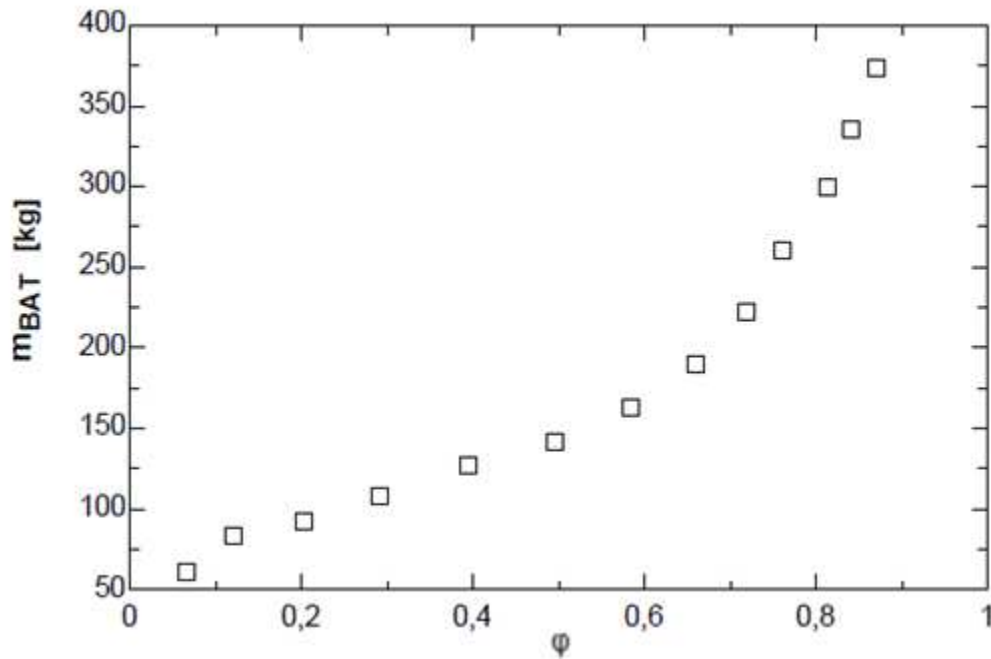
Figura 24 – Relação do fator de hibridação com a massa da aeronave



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

A Figura 25 relaciona o fator de hibridação com a massa necessária do conjunto de baterias  $m_{BAT}$ . É possível perceber que com o aumento do fator de hibridação, maior é a potência oriunda do sistema elétrico alimentado por baterias. Conseqüentemente, maior a quantidade de energia requerida do conjunto das baterias resultando em um maior peso da aeronave. De acordo com o aumento do fator de hibridação é possível observar o aumento da massa da aeronave. Quando o grau de hibridação atinge valor de 1, a massa de bateria é máxima, uma vez que o veículo aéreo utilizará somente as baterias como fonte de energia.

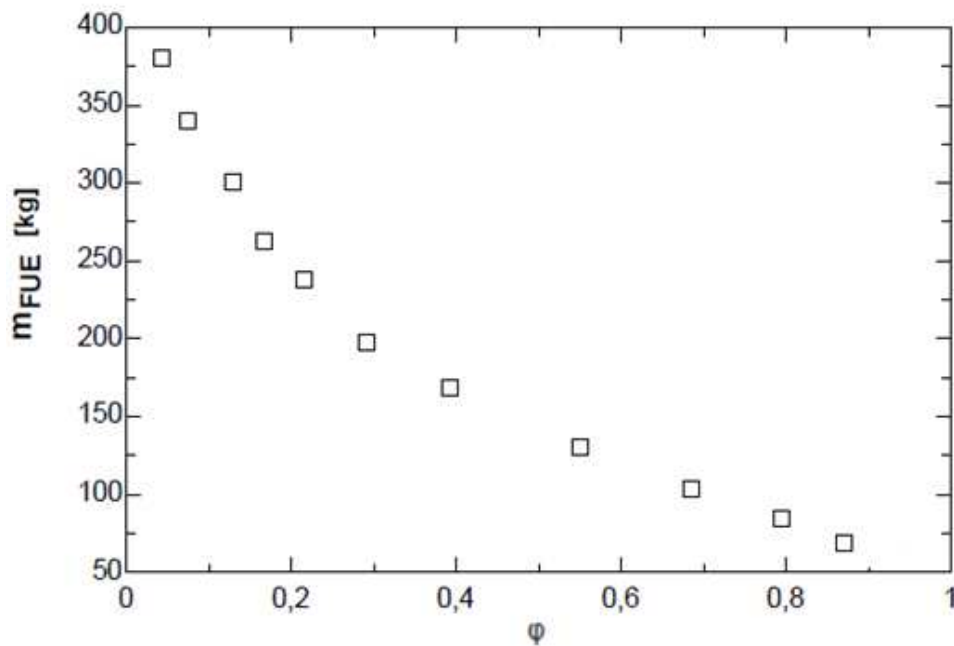
Figura 25–Influência do fator de hibridação com a massa necessária de bateria



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

A Figura 26 relaciona o fator de hibridação com a massa requerida pela aeronave de combustível  $m_{FUE}$ .

Figura 26 - Influência do fator de hibridação com a massa necessária de combustível



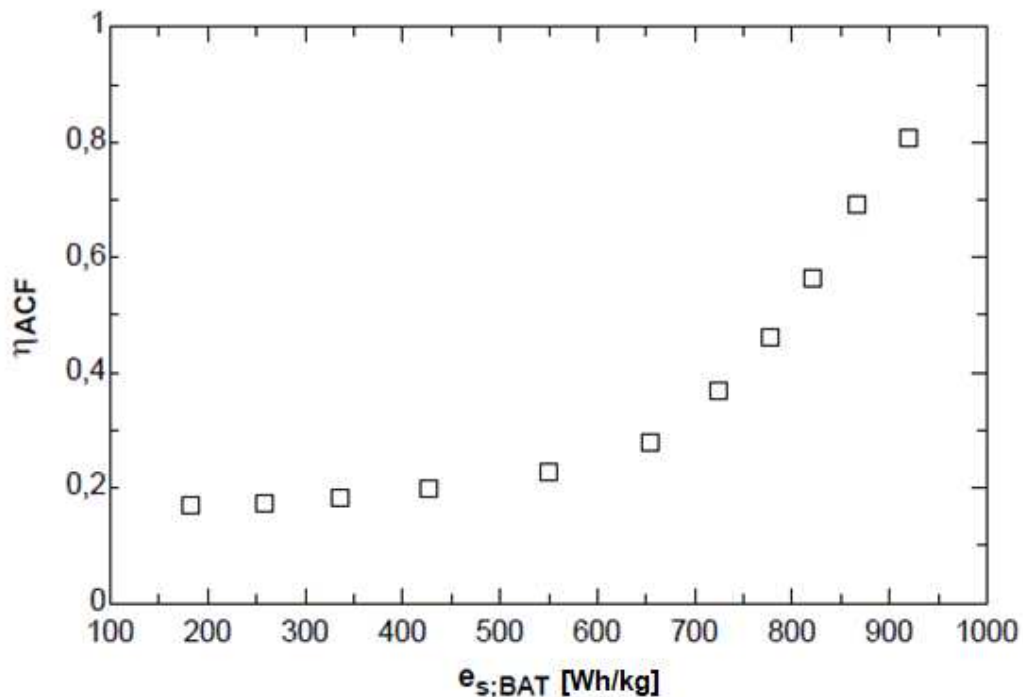
Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

No veículo híbrido, para a mesma potência requerida pela aeronave, quanto maior o fator de hibridação, mais elétrico é o avião. Logo é necessária uma menor quantidade de combustível armazenada nos reservatórios para ser utilizada no motor térmico. A menor utilização do motor elétrico acarreta na diminuição do peso das baterias e a menor utilização do motor térmico acarreta da diminuição do peso do combustível armazenado.

#### 4.3.2.3 Parâmetros da eficiência global do sistema

A eficiência global do sistema  $\eta_{ACF}$  está diretamente relacionada com as eficiências dos processos envolvidos no fluxo energético da aeronave e conseqüentemente, com as energias oriundas tanto do conjunto de baterias quanto a do combustível. A Figura 27 apresenta a variação da eficiência global do sistema com a energia específica da bateria  $e_{BAT}$  e a Figura 28 apresenta a relação da eficiência global do sistema com o poder calorífico do combustível  $FHV$ .

Figura 27- Variação da eficiência global do sistema com a energia específica da bateria

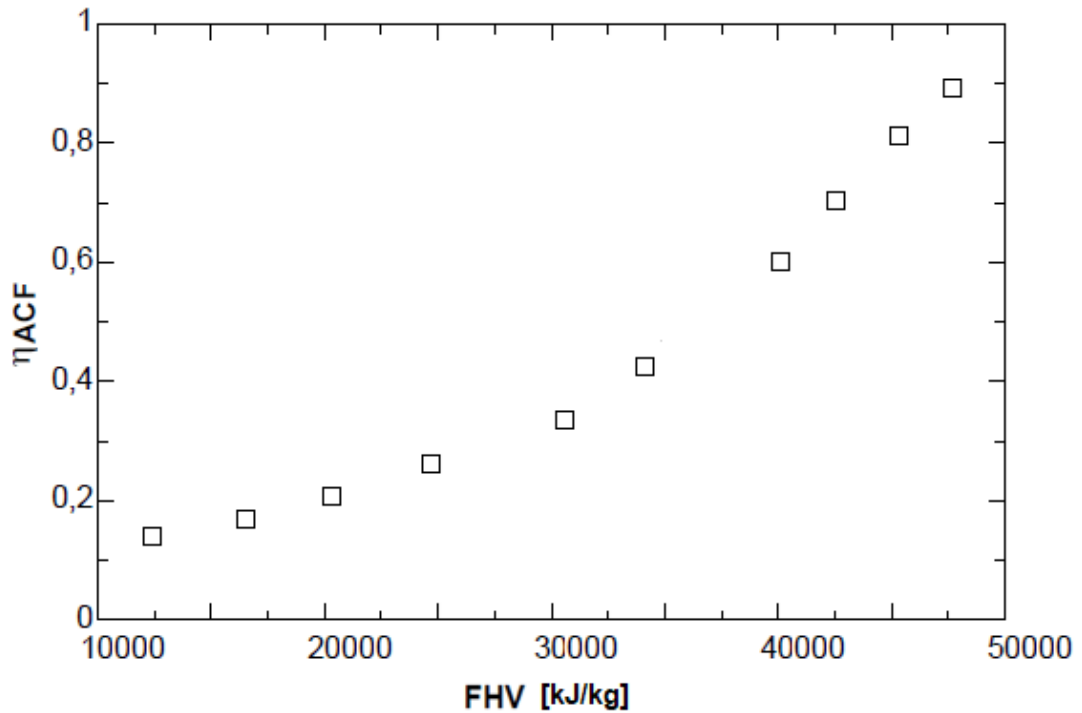


Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

Analisando o gráfico da Figura 27, é possível perceber que com o aumento da energia específica da bateria tem-se o aumento da eficiência da aeronave, representando assim a influência direta das propriedades das baterias no peso final da aeronave.



Figura 28 – Variação da eficiência global do sistema com o poder calorífico do combustível



Fonte: Software EES gerado pelo autor, 2020

Analisando o gráfico da Figura 28, é possível perceber o mesmo comportamento se comparado com a Figura 27. Com o aumento do poder calorífico inferior do combustível tem-se o aumento da eficiência da aeronave. Comparando as curvas, observa-se que é necessária uma massa maior de bateria se comparada com a de combustível para obter a mesma potência.

Com os resultados obtidos pela simulação torna-se possível uma futura validação do modelo do sistema, visando a determinação dos pontos ótimos de operação para menor custo termoeconômico da aeronave, bem como avaliar diferentes formas de operação visando determinar o grau de influência de cada um dos parâmetros sobre a eficiência global do sistema.

## 5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi criado um modelo matemático preliminar de um sistema aeronáutico de propulsão híbrido-elétrica, possibilitando uma simulação do comportamento energético dos componentes desse sistema. Através da generalidade de modelos já existentes, foram equacionados os comportamentos e interações desses componentes.

Para o equacionamento dos componentes, foi utilizado o modelo de parâmetros concentrados considerando os volumes de controle do sistema.

Com o modelo preliminar proposto, baseado em trabalhos publicados, foi possível realizar a simulação determinando os graus de influência das principais variáveis envolvidas no sistema de propulsão.

Com parâmetros de entrada e saída juntamente com operações computacionais, um breve estudo das interações dos parâmetros da propulsão e seus graus de influência é apresentado, identificando as especificações técnicas das baterias e o poder calorífico do combustível como grandes influenciadores no peso final de decolagem da aeronave e sua eficiência.

Nesse intuito, possíveis melhorias do modelo apresentado podem otimizar as maneiras de operações e controle, contribuindo assim, para melhorias de projeto e redução de custos energéticos do setor aeronáutico.

Percebe-se que o sistema híbrido-elétrico é uma alternativa de propulsão visando melhorar o desempenho e potenciais associados aos projetos das aeronaves.

## **6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS**

Torna-se de sugestão para trabalhos futuros os seguintes itens:

- Aperfeiçoamento do modelo, equações e simulação que regem o sistema.
- Aplicação dos conceitos e estudo de caso com a validação do modelo e simulação apresentados.
- Aprofundamento na literatura para otimização e melhoria dos parâmetros evoluídos e sua relação com as eficiências.
- Determinação do mínimo gasto termo econômico.
- Investigar novas capacidades e arquiteturas energéticas alternativas
- Otimização do sistema para várias formas de operação e fase de voo.

## 7 REFERÊNCIAS

AFFONSO, Walter; GIL, Roberto; de OLIVEIRA, Silvio. “Exergy and Exergoeconomic Comparative Analysis Between Conventional and Hybrid Electric Propulsion Systems for a Regional Aircraft. AIAA Aviation. 2019.

ANZAI, Alexandre Haruito. Construção de um protótipo estático e banco de ensaios para propulsão híbrida turboelétrica de aeronaves Edital FAPEMIG 01/2017. Universidade Federal de Juiz de Fora. Faculdade de Engenharia, 2017.

BIM, Edson. Máquinas elétricas e acionamento. Editora Campus, 2012.

DINCER, I.; Rosen, M.A. Exergy: Energy, Environment and Sustainable Development. 2nd edition. Elsevier Ltd, 2013.

EES, Engineering Equations Solver, F-Chart software, LLC, 2004.

ESHANI, Mehrdad; GAO, Yimin; EMADI, Ali. Modern electric, hybrid electric, and fuel cell vehicles: Fundamentals, Theory, and Design. 2nd ed. Boca Raton: CRC Press, 2010. ISBN 9781420053982

EMADI, Ali, Rajashekara, Kaushik. Topological overview of hybrid electric and fuel cell vehicular power system architectures and configurations. IEEE, vol 54. 2005.

FRIEDRICH C., & ROBERTSON, P.A. Hybrid—electric propulsion for aircraft Journal of Aircraft. 2015.

HARMON, F. G., FRANK, A. A. & JOSHI, S. S. The control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle using CMAC neural network. Neural Networks, Vol 18. 2005.

HUNG, J.Y. & GONZALEZ L.F. “On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles.” Progress in Aerospace Sciences, vol. 51, p.1-17, 2012.

KOSTER, J. ET AL., 2011. Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) – Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exhibition*, Orlando, USA, 4-7. 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. 2017.

MACHADO, G.S. Análise Termoeconômica da Propulsão Híbrido-Elétrica em Aeronaves (Estudo de Caso). Universidade Federal de Juiz de Fora. Juiz de Fora. MG. 2019.

MACHADO, G.; BENITO, Y.; RÉNDON, M.; CARVALHO, M.; DIAZ, P. Thermoeconomic Assessment of Hybrid-Electric Propulsion for Aircrafts. 18th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering. ENC-2020-0237. ABCM. 2020.

MIRANDA, Luiz Eduardo Miranda. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. Salto: Edição do Autor, 2014. 320 p.

MORAN, M. J.; SHAPIRO. **Princípio de Termodinâmica para Engenharia: LTC Livros Técnicos e Científicos Ltda**, 2009.

PORNET, C.; ISIKVEREN, A. T.. Conceptual Design of hybrid-electric transport aircraft. **Aerospace Sciences: Progress in Aerospace Sciences**. Bauhaus Luftfahrt, p. 1-22. 15 set. 2015.

RENDON, Manuel A. Desenvolvimento de modelos Matemáticos Representativos do comportamento dinâmico de microturbinas para a conexão na rede elétrica. Universidade Federal de Itajubá. 2010.

SCHMIDT-ROHR, K., 2015."Why Combustions Are Always Exothermic". Journal of Chemical Education, vol. 92.

SCHÖMANN, Joachim. **Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft**. 188 f. Curso de Maschinenwesen, Technische Universität München, München, 2014.

SONG, K., LIU, L., & Feng. Degree of Hybridization Design for a Fuel Cell/Battery Hybrid Electric Vehicle Based on Multi-objective Particle Swarm Optimization. IEEE. 2019.

ZHANG, H., Saudemont, C., Robyns, B. & Petit, M. Comparison of technical features between a More Electric Aircraft and a Hybrid Electric Vehicle. *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*. 2008. ISSN 1938-8756, doi:10.1109/VPPC.2008.4677663