

ESTUDO DO CONSUMO DE ENERGIA ELÉTRICA EM UM PROTÓTIPO DE *AERODESIGN*.

Victória Larissa Colares Silva, Edwin Luize Ferreira Barreto.

Resumo: Este estudo aborda o consumo de energia elétrica em um protótipo de *aerodesign*. São investigados componentes essenciais, como motores elétricos e servomotores, que influenciam o consumo de energia. A pesquisa envolveu testes práticos em voos reais para calcular o consumo de energia, comparando-o com a potência nominal dos motores. Os resultados mostraram um desempenho próximo ao esperado. Além disso, foram conduzidos ensaios nos servomotores, revelando que eles atendem aos requisitos de torque e corrente. No geral, o estudo fornece informações cruciais para otimizar o desempenho e a eficiência das aeronaves em escalas menores no campo do *aerodesign*.

Palavras-chave: *aerodesign*; servomotores; pegazuls, torque, voo.

1. INTRODUÇÃO

A aviação é uma das realizações da engenharia e do progresso humano, permitindo conquistar os céus com a ajuda de aeronaves. Os aviões são veículos, com asas fixas que geram sustentação aerodinâmica e motores potentes que impulsionam a aeronave pelo ar. Além desses componentes essenciais, um avião é composto por uma fuselagem, ou corpo do avião que abriga passageiros, carga e sistemas, bem como sistemas de controle que permitem ao piloto manobrar e manter o equilíbrio durante o voo [1].

De maneira análoga, o mundo do *aerodesign* nos oferece uma visão intrigante e diferenciada da aviação. São aeronaves radio controladas e operadas em frequências de 2,4 GHz, compartilham uma notável semelhança com os aviões tradicionais, mas em escala menor e com missão diferente. O desenvolvimento de um *aerodesign* abrange todo o espectro de criação, desde a concepção das características físicas e funcionais da aeronave até a meticulosa otimização de seus componentes, visando garantir eficiência, desempenho e, acima de tudo, segurança. As superfícies móveis do *aerodesign*, como os ailerons, leme, profundor e triquilha, são habilmente manipuladas por meio de comandos atuadores acionados por servomotores, responsáveis por suportar as cargas exigidas para movimentar esses componentes.

No entanto, à medida que se explora as complexas diferenças do mundo da aviação, surge um desafio igualmente complexo: o estudo do consumo de energia elétrica em um protótipo de *aerodesign*. Para compreender plenamente essa questão crítica, é imprescindível considerar cuidadosamente o sistema elétrico em sua totalidade. Assegurar um projeto elétrico eficiente é, portanto, de suma importância, não apenas para o desempenho da aeronave, mas também para garantir sua segurança.

A motivação deste estudo foi baseada na compreensão da energia consumida em todo sistema elétrico por um protótipo de *aerodesign*, projetado pela Equipe PegAzuls *Aerodesign* fundada em 2013 na Universidade Federal Rural do Semi-Árido, com intuito de difundir intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica entre estudantes dos cursos de ciências exatas para participar das edições da Competição SAE Brasil Aerodesign, que ocorre anualmente em São José dos Campos-SP, cada edição da competição possui um regulamento onde estão dispostas as restrições a serem atendidas, como as restrições geométricas da aeronave e a limitação de potência do motor a 700W [2].

2. DESENVOLVIMENTO

Para compreensão dos princípios fundamentais que influenciam o consumo energético do protótipo, é analisado todos os dispositivos, que demandam energia elétrica, suas funções e a importância de entender como esses fatores como um todo.

2.1. Sistema motopropulsor

O sistema motopropulsor exerce um papel fundamental no desempenho de uma aeronave, uma vez que a força de tração gerada é primordial para impulsionar a aeronave a sair do repouso, realize sua missão e decole. A força de tração é a força que atua na direção oposta à resistência do ar e é responsável por superá-la, permitindo o deslocamento da aeronave [3]. A origem da força de tração está ligada à transformação do torque gerado pelo motor elétrico em empuxo. Esse processo ocorre por meio da hélice, que converte o torque rotacional em movimento linear para a frente. O motor elétrico rotaciona a hélice criando uma diferença de pressão entre sua parte frontal e traseira devido ao seu formato aerodinâmico. Na Figura 1 é possível visualizar as forças atuantes

em uma aeronave.

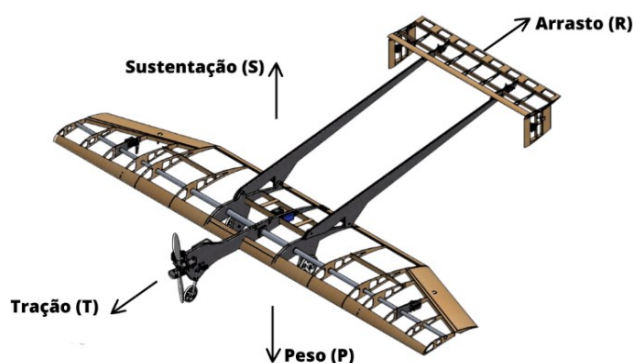


Figura 1: Forças atuantes em uma aeronave. (Autoria própria, 2022)

A potência do motor é um dos fatores que influenciam diretamente no consumo de energia elétrica. Essa demanda representa a quantidade de energia elétrica necessária para alimentar o motor e, por consequência, gerar a potência requerida para o funcionamento da hélice e produção da força de tração. Motores elétricos mais eficientes convertem uma maior porcentagem da energia elétrica em energia mecânica útil, reduzindo assim as perdas e a demanda de energia para alcançar os objetivos de voo [4].

2.1.1 Motor elétrico

Basicamente, um motor elétrico é um dispositivo que transforma energia elétrica em energia mecânica para gerar movimento. O motor elétrico funciona com base em princípios eletromagnéticos, onde correntes elétricas criam campos magnéticos que interagem com ímãs ou outros campos magnéticos para produzir força e movimento [5]. A capacidade de controlar a velocidade do motor é importante para ajustar o desempenho da aeronave durante o voo, permitindo variações de potência e até mesmo a reversão do sentido da hélice, conforme necessário.

No presente trabalho foi utilizado o motor elétrico MN5008 KV340, visto na Figura 2. As características estão dispostas na Tabela 1, abaixo, segundo a ficha técnica do fabricante, atendendo aos requisitos seguidos pela equipe.

Tabela 1: Características nominais do motor

Características	Unidade	Valores Nominais
Potência máxima	W	754
Tensão	V	22,51
Corrente	A	33,5
RPM		6049
Torque	N×m	0,89
Eficiência	g/W	5,59

Fonte: Adaptado, T-motor, 2023.



Figura 2: Motor MN5008 KV340. (Autoria própria, 2023)

2.1.3 Bateria

No regulamento da competição são permitidos três tipos de baterias para o controle do sistema, Níquel Cádmio (NiCd), Níquel Metal Hidreto (NiMH) e Fosfato de Ferro de Lítio (LiFePO₄). A bateria fornece energia para os componentes, como o wattímetro, o conector de ativação ou *Arm Plug*, o ESC e o próprio motor elétrico da aeronave. Elas garantem uma fonte confiável de energia para esses componentes, permitindo medições precisas, controle de voo eficiente e propulsão adequada durante o voo. As características da bateria utilizada estão dispostas na Tabela 2.

Tabela 2: Características bateria.	
Características	Valores
Células	6S
Capacidade	3300mAh
Tensão	14,8V
Taxa de descarga	60C

Fonte: Autoria própria, 2023.

2.1.4 Wattímetro

O wattímetro, mostrado na Figura 4, é um dispositivo elétrico usado para medir a potência ativa (W) que flui pelo sistema da aeronave. Além de medir tensão (V), corrente (A) e energia em Amper hora (Ah) e Watt hora (Wh), ele é projetado para determinar a quantidade de energia consumida ou gerada em um sistema elétrico em um determinado período de tempo [6]. A partir do monitoramento da tensão da bateria e a corrente elétrica que flui pelo sistema ele calcula a potência elétrica consumida ou gerada durante o voo.



Figura 4: Wattímetro Voltímetro Amperímetro Alta Precisão 60v 150a Dc. (Autoria própria, 2023)

2.1.5 Arm Plug

Um *Arm Plug*, Figura, 5 é um dispositivo projetado para servir como uma chave de ativação que permite ou interrompe a alimentação elétrica para os sistemas da aeronave. Isso garante uma operação segura, evitando partidas acidentais do motor e permitindo uma preparação segura da aeronave antes do voo. Geralmente, é colocado em uma posição de fácil acesso e utiliza conectores seguros para conexão e desconexão de forma manual.

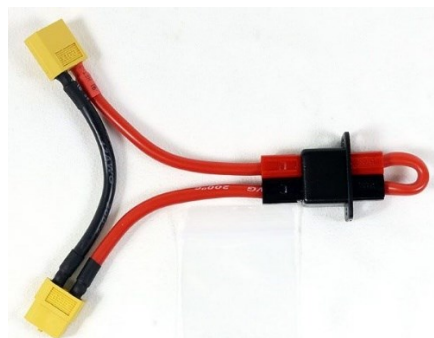


Figura 5: *Arm Plug*. (Autoria própria, 2023))

2.1.6 ESC brushless

Para garantir um desempenho seguro e eficiente da aeronave é utilizado um ESC *brushless* (Controlador Eletrônico de Velocidade), visto na Figura 6, sua aplicação vai além do *aerodesign*. Ele é controlado por um

microcontrolador que possui um *firmware, software* que é armazenado em um dispositivo eletrônico e controla o dispositivo, com uma sequência binária predefinida para ativar os transistores MOSFETs, transistor de efeito de campo de semicondutor de óxido metálico, e energizar as bobinas do motor em uma ordem específica. A velocidade é controlada por meio de um sinal PWM, modulação por largura de banda, convertido pelo microcontrolador em uma frequência de chaveamento dos MOSFETs, onde valores de velocidade mais altas resultam em uma rotação mais rápida do motor. Essa complexidade permite um controle preciso da velocidade e direção do motor. [8]



Figura 6: ESC *brushless*. (Autoria própria, 2023).

2.2 Servomotores

Um servomotor, Figura 7, é um dispositivo eletromecânico projetado para mover objetos com precisão, permitindo rotações ou deslocamentos específicos enquanto mantém o controle sobre a velocidade e a posição. Ele inclui um motor elétrico acoplado a um sensor que fornece informações de posição em tempo real, permitindo o controle preciso da posição, velocidade e aceleração. Os servomotores podem ser de corrente contínua (CC) ou alternada (CA) e são amplamente utilizados em diversas aplicações, incluindo robótica, automação industrial, aviação e muitas outras áreas onde o movimento controlado é essencial [9]. A principal diferença entre eles está na fonte de alimentação e nas características de funcionamento. Servomotores que usam CC, são conhecidos por seu controle preciso de posição e resposta rápida, sendo amplamente usados em aplicações que exigem alta precisão. Já os servomotores que operam com CA, podem ser usados para controle de posição e velocidade.



Figura 7: Servomotor, (Autoria própria, 2023).

No *aerodesign*, as superfícies móveis do avião, como ailerons localizados na asa responsáveis por controlar os movimentos de rolagem, profundor fixado na traseira da aeronave controlando o movimento de arfagem, e leme posicionado na calda sendo encarregado pelo movimento de guinada, são controladas por servomotores de corrente contínua (CC), na Figura 8 é possível observar tais superfícies. Eles são alimentados por baterias que fornecem a corrente contínua necessária para seu funcionamento.

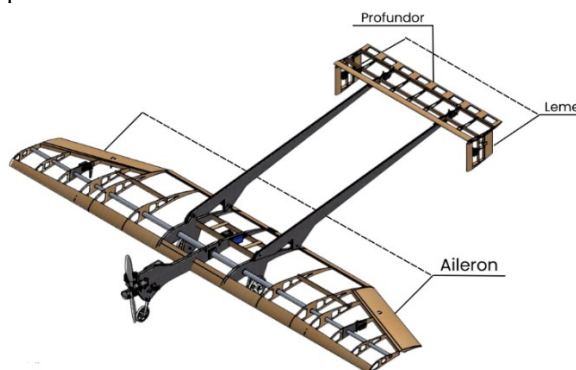


Figura 8: Superfícies móveis. (Autoria própria, 2022)

O controle do servomotor é feito por um sinal PWM que funciona ajustando o ciclo de trabalho do sinal controlando a posição do motor, permitindo movimento em ambas as direções e ajustes precisos de posição. A maioria dos servomotores é projetada para operar com um sinal PWM em uma faixa específica de duração de pulso, um servo pode aceitar um sinal PWM com um período de 20 milissegundos (ms), e a duração do pulso pode variar de 1 ms a 2 ms, valor central, geralmente em torno de 1,5 ms, representa a posição central ou neutra do servo [9], a Figura 9 ilustra de forma visual como as variações no ciclo de trabalho do sinal controlam o movimento do servomotor.

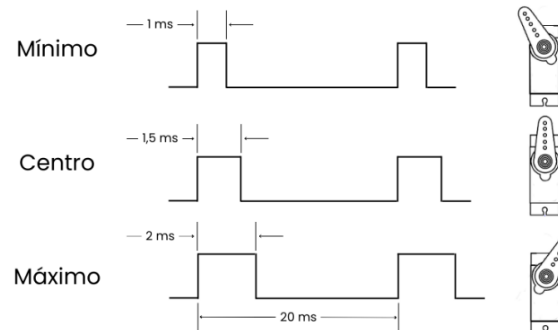


Figura 9: Duração de pulso do sinal PWM. (Adaptado EPUSP, 2014)

2.2.1 VoltWatch e On/Off

O medidor de tensão *on board*, ou *VoltWatch* como é comumente chamado, é uma ferramenta que permite aos operadores monitorar o estado da bateria do receptor em tempo real, prevenindo a perda de comunicação entre a aeronave e o rádio. É utilizado para medir a tensão da bateria que alimenta o receptor, assegurando que tenha carga suficiente para alimentar o receptor durante toda a missão da aeronave. [11]

O *VoltWatch*, observado na Figura 10, possui uma interface visual composta por 7 LEDs, que representam diferentes níveis de tensão da bateria, geralmente categorizados em níveis de tensão baixa, segura e máxima. Quando a tensão da bateria atinge um nível crítico e está prestes a se esgotar, o LED correspondente a tensão baixa acende. Os LEDs que representam a faixa de tensão segura indicam que a bateria está em um estado adequado para operação normal. O LED de tensão máxima indica que a bateria está em seu nível máximo de carga, o que pode ocorrer após a recarga completa da bateria.

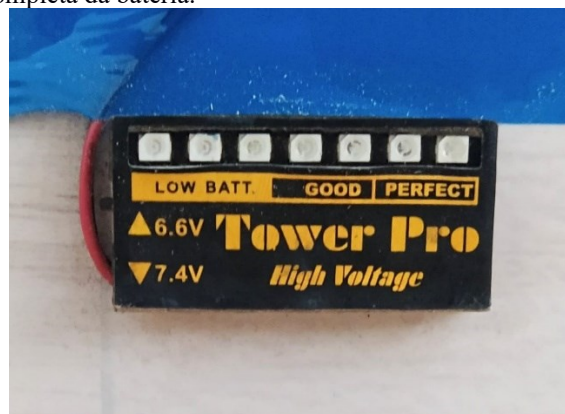


Figura 10: *VoltWatch* Tower Pro. (Autoria própria, 2023)

A chave On/Off é um interruptor que controla o fornecimento de energia elétrica para os sistemas da aeronave, como o receptor, servomotores e outros componentes eletrônicos. Sua função principal é permitir que o operador ligue e desligue facilmente a aeronave. Quando a chave está na posição "Ligada", a energia elétrica flui para os sistemas elétricos, permitindo o funcionamento da aeronave. Quando a chave está na posição "Desligada", a energia é interrompida, desativando os sistemas elétricos e oferecendo segurança para economia de energia para evitar descarga excessiva da bateria. A Figura 11 ilustra uma chave *on/off* padrão Futaba.



Figura 11: Chave *on/off* padrão Futaba. (UNIHOBBY)

3. METODOLOGIA

A metodologia empregada nesta pesquisa foi estruturada com o propósito de investigar o consumo de energia de um *aerodesign*. Esse processo englobou duas fases, desde a seleção criteriosa de componentes e a execução de experimentos práticos

3.1 Consumo de energia do sistema de propulsão

Nesta seção, foram detalhadas as etapas para calcular a potência e a carga consumida durante os voos de teste do *aerodesign*. Para obter dados precisos, foram registradas informações como tensão inicial da bateria, tempo de missão, potência de pico e tensão mínima da bateria durante cada voo. A potência ativa foi calculada considerando a tensão da bateria e a corrente elétrica medidas durante o voo. O tempo de missão foi convertido para horas, permitindo a uniformização das unidades de tempo para os cálculos. A energia consumida foi determinada multiplicando a potência ativa pelo tempo de missão em horas, resultando em uma medida precisa da carga consumida em cada voo. Além disso, os valores de potência consumida foram comparados com a potência nominal do motor elétrico para avaliar o desempenho do protótipo em relação às especificações do fabricante. Para o sistema propulsor deste projeto foi escolhido a bateria LiFePO₄ a qual apresenta maior densidade de energia, eficiência e ciclos de descarga.

Para o cálculo de potência foi utilizado a equação:

$$P = V \times I [W] \quad \text{Eq. (1)}$$

Onde:

- P representa a potência ativa em Watts (W).
- V é a tensão da bateria em Volts (V).
- I é a corrente elétrica em Amperes (A).

Cálculo da Energia Consumida (E):

$$E = P \times T \quad \text{Eq. (2).}$$

Onde:

- E representa a energia consumida em Watt-hora (Wh).
- P é a potência instantânea em Watts (W).
- T é o tempo de missão em horas (h).

Comparação com a Potência Nominal

$$P_{nominal} = \frac{V^2}{R} \quad \text{Eq. (3)}$$

Onde:

- $P_{nominal}$ representa a potência nominal do motor elétrico em Watts (W).
- V é a tensão da bateria em Volts (V).
- R é a resistência do sistema elétrico em Ohms (Ω).

Eficiência energética

$$E_{energética} = \frac{P}{T} \quad \text{Eq. (4)}$$

Essas foram as equações utilizadas para calcular a potência consumida em cada voo, bem como a carga total

consumida durante o período de teste. Elas também possibilitaram a comparação entre a potência consumida e a potência nominal do motor elétrico, fornecendo informações valiosas sobre o desempenho do *aerodesign* em relação às especificações do fabricante.

3.2 Consumo de energia dos servomotores

Para analisar a demanda energética dos servomotores, foi feito ensaio de torque em função da corrente (A) máxima, em uma bancada de teste. Esse procedimento foi auxiliado por componentes eletrônicos como:

- 1- Célula de carga de 20kg;
- 2- Sensor de corrente ACS71;
- 3- Módulo conversor HX711;
- 4- Microcontrolador Arduino;
- 5- Bateria Zippy de 6,6V com 1.100 mAh;
- 6- Receptor R617FS.

A função da célula de carga foi medir o torque aplicado, enquanto o rádio controlador possibilitou a gestão precisa dos servomotores. Simultaneamente, o microcontrolador Arduino efetuou o registro dos valores de torque e corrente elétrica ao longo da execução do ensaio, a Figura 12 mostra os comandos de entrada. A Figura 13 mostra o diagrama simplificado da montagem do ensaio. O objetivo do estudo é analisar a relação entre a corrente demandada pelo servomotor e o torque exercido por ele.

```
15 void loop() {  
16     float torque = readTorque();  
17     float current = readCurrent();  
18 }
```

Figura 12: Comandos de entrada. (Autoria própria, 2023)

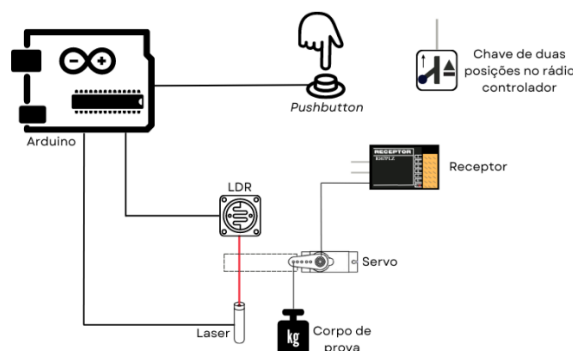


Figura 13: Diagrama simplificado. (Autoria própria, 2023)

Por meio da operação do rádio controlador, o servomotor foi instruído a ativar seu braço de força, que, por sua vez, tracionou a ligação conectada à célula de carga, mostrado na Figura 14. Esse processo resultou na aplicação progressiva de um torque, o qual foi gradualmente aumentado até superar o valor máximo nominal. Ao longo do experimento, o microcontrolador Arduino desempenhou o papel de amostrar regularmente os dados de torque e corrente elétrica. Estes dados foram registrados e processados para gerar os gráficos e as linhas de tendência apresentados posteriormente.

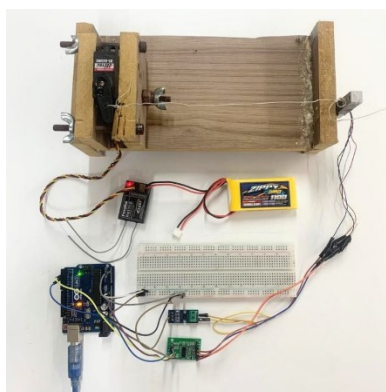


Figura 14: Bancada de teste. (Autoria própria, 2023)

Os servomotores empregados foram os disponíveis em estoque da Equipe PegAzuls Aerodesign, um projeto

de extensão da Universidade Federal Rural do Semi-Árido. Na Tabela 3, são apresentados os modelos dos servomotores que foram submetidos aos ensaios, incluindo suas classificações de torque máximo nominal e o torque requerido.

Tabela 3.1: Modelos dos servomotores ensaiados.

Modelo	Torque máximo nominal (kgf.cm)	Torque requerido (kgf.cm)
Hitec Hs- 7965MG	10,00	7,06
Tower pro MG90S	2,20	0,38
Corona CS929MG	2,20	0,39

Fonte: Autoria própria, 2023.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Consumo de energia em condições reais de voo

Os resultados obtidos a partir dos voos reais desempenham um papel importante na compreensão do consumo de energia elétrica específica do protótipo em condições reais de voo. A Tabela 4.1 fornece uma visão detalhada do consumo de energia observado em cada voo, destacando as variações significativas que podem ser identificadas entre eles. Essas informações são fundamentais para avaliar fatores como a duração do voo, a potência máxima alcançada como outros parâmetros influenciam o consumo de energia da aeronave.

Tabela 4.1: Consumo de energia do motor em condições reais de voo.

Voo	Tensão inicial (V)	Tensão mínima (V)	Tempo de missão (h)	Potência de pico (Wp)	Consumo de energia (Wh)	Consumo de energia (mAh)
1	25,11	23,59	0,025	681	426,48	16982,68
2	24,72	23,22	0,025	658	419,89	16992,86
3	24,27	22,08	0,026	643	423,01	17442,48
4	24,09	23,8	0,006	671	106,95	4451,83
5	24,72	23,52	0,012	657	191,96	7770,41

Fonte: Autoria própria, 2023.

Os valores de consumo de energia serão calculados a partir da Equação 3, e depois convertidos para (mAh) através da Equação 4. Esses cálculos fornecem a quantidade de energia consumida em miliampere-hora (mAh) para cada voo, o que é útil para entender o consumo de energia elétrica da aeronave em termos de capacidade de bateria necessária.

Analisando a eficiência energética do sistema com base nos dados coletados, e calculando através Equação 6, fornecendo interpretações do quão eficazmente o sistema converte energia elétrica em trabalho útil, ou seja, movimento da aeronave. Os resultados foram apresentados em gráficos, Figura 15, para visualizar as variações na eficiência ao longo do tempo e entre diferentes voos.

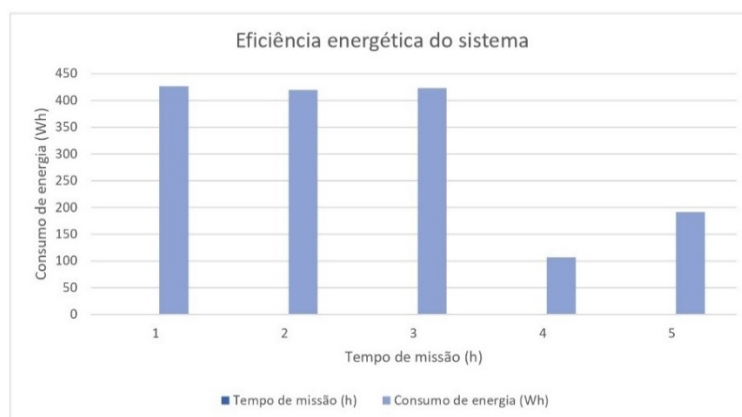


Figura 15: Gráfico eficiência energética. (Autoria própria, 2023)

Essa análise é importante para avaliar o desempenho geral do *aerodesign* em termos de consumo de energia e eficiência operacional.

Foi realizada uma comparação entre a potência nominal do motor elétrico, conforme fornecida pelo fabricante, e a potência real observada durante os voos de teste. Essa comparação visou determinar se o motor operava de acordo com suas especificações nominais. A potência real foi calculada com base nos dados de tensão mínima da bateria e corrente máxima registrados pelo wattímetro durante os voos. Essa análise ajudou a identificar desvios entre a potência real e a potência nominal. Os resultados foram apresentados em gráficos na Figura 16.

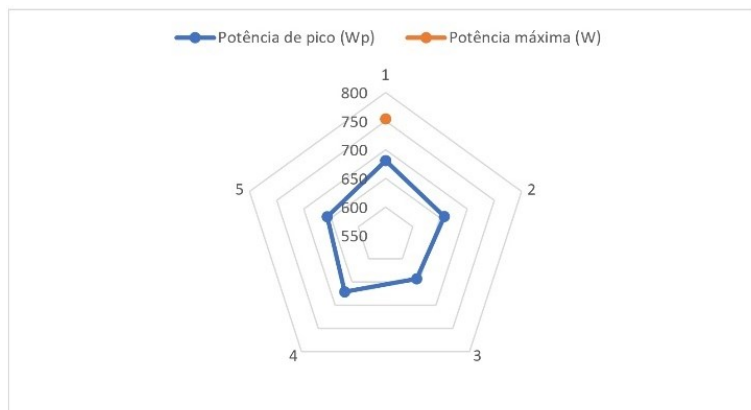


Figura 16: Comparação entre Potência Nominal e Potência Real, (Autoria própria, 2023)

O gráfico demonstra que a potência de pico que mais aproxima-se da potência nominal especificada pelo fabricante foi observada no voo número 1, mostrando que a potência estava dentro dos limites estabelecidos pelo regulamento [2]. Essa margem indica que o motor estava operando de maneira segura e eficaz.

4.2 Consumo de energia dos servomotores

Foram gerados gráficos a partir dos dados recolhidos através do microcontrolador Arduino, as linhas de tendência, derivadas dos pontos dos gráficos auxiliaram estimativa dos valores de corrente máxima ($I_{\text{máx}}$) para cada componente de controle dos servomotores. Isso foi alcançado ao fazer uso do valor de torque máximo requerido como referência.

Para o servomotor Hitec Hs-7965MG, a célula de carga registrou um torque máximo de 10,094 kgf.cm. Neste contexto, considera-se este servomotor o suficiente para o comando o qual é designado, a $I_{\text{máx}}$ encontrada pelo sensor de corrente é 2,28 A. A Figura 17 mostra a curva de corrente em função do torque.

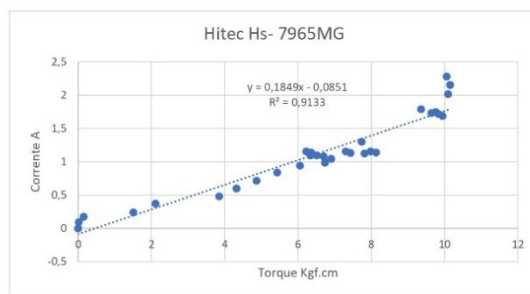


Figura 17: Dados ensaio Hitec Hs-7965MG. (Autoria própria, 2023)

Foi registrado para o servomotor Corona CS929MG um torque máximo de 2,17 kgf.cm, e a corrente máxima 0,62 A, atendendo a necessidade da superfície de comando do projeto para o ano 2023. A Figura 18 representa a curva de corrente em função do torque.

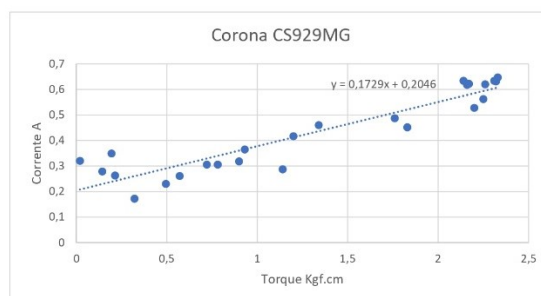


Figura 18: Dados ensaio Corona CS929MG. (Autoria própria, 2023)

O servomotor Tower pro MG90S, responsável pelo controle da superfície de comando Leme, registrou um torque máximo igual a 2,077 Kgf.cm, e $I_{\max}$ 0,53A. Suficiente para o torque requerido para o controle da superfície. A Figura 19 mostra a curva de corrente em função do torque.

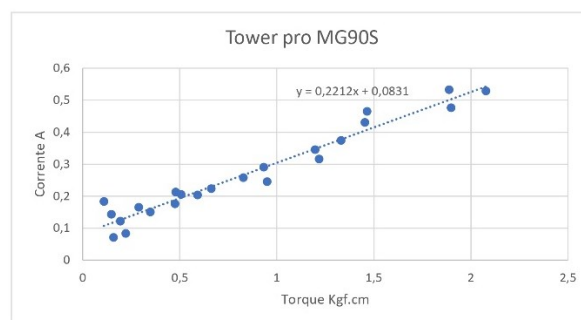


Figura 19: Dados ensaio Tower pro MG90S. (Autoria própria, 2023)

Com base em análises dos dados coletados, chega-se a uma conclusão satisfatória: os servomotores Hitec Hs-7965MG, Corona CS929MG e Tower pro MG90S estão bem alinhados com as necessidades da superfície de controle no âmbito do nosso projeto. Cada um deles demonstrou seu valor de maneira única, é possível perceber a aproximação dos valores nominais aos valores experimentais.

O Hitec Hs-7965MG se destaca ao oferecer uma considerável margem de segurança, proporcionando uma segurança adicional no que diz respeito ao desempenho. Por outro lado, tanto o Corona CS929MG quanto o Tower pro MG90S atendem de forma precisa e confiável aos nossos requisitos de torque e corrente.

5 CONCLUSÃO

Em conclusão, este trabalho investigou o consumo energético de um protótipo *aerodesign*, considerando o sistema elétrico. Foi realizada uma análise abrangente da propulsão elétrica, enfocando os motores elétricos, hélices, baterias, wattímetros, *Arm Plugs* e ESCs. Além disso, os servomotores foram estudados em relação à demanda de energia, com testes práticos para avaliar sua eficiência e capacidade de fornecer o torque necessário para o controle das superfícies móveis da aeronave.

Os resultados dos voos reais forneceram informações valiosas sobre o consumo de energia em condições reais de voo, com destaque para a eficiência energética do sistema. Foi possível verificar que o motor elétrico operou dentro dos limites especificados pelo fabricante, demonstrando segurança e eficácia.

No que diz respeito aos servomotores, os ensaios mostraram que os modelos Hitec Hs-7965MG, Corona CS929MG e Tower pro MG90S atendem de forma satisfatória às demandas de torque e corrente elétrica necessárias para o controle das superfícies móveis da aeronave. Cada servo demonstrou sua capacidade de fornecer o torque máximo necessário para a operação eficiente da aeronave.

Em resumo, este trabalho fornece uma compreensão aprofundada do consumo de energia em um protótipo de *aerodesign*, destacando a importância de escolher componentes elétricos adequados e eficientes para garantir o desempenho e a segurança das aeronaves. Além disso, os resultados obtidos podem ser úteis para o dimensionamento adequado das baterias e sistemas elétricos em futuros projetos de *aerodesign*, contribuindo para o avanço da tecnologia nessa área.

6 REFERÊNCIAS

- [1] MIRANDA, Luiz. **FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA COM APLICAÇÕES AO PROJETO SAE-AERODESIGN: AERODINÂMICA E DESEMPENHO**. 1. ed. [S. l.: s. n.], 2014.
- [2] REGULAMENTO 25ª COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN. Disponível em: <https://drive.google.com/file/d/1KhUR4rmlGhkKhS7eUO-0Pi22bk31fWyB/view>. Acesso em: 14 ago 2023.
- [3] PAULO, David. **AERODINÂMICA APLICADA A AERONAVES DE ASAS FIXAS**. 1. ed. [S. l.], 3 jun. 2012. Disponível em: <<http://itamarclaudionetto.no.comunidades.net/aerodinamica-aplicada-a-aeronaves-de-asa-fixa>>. Acesso em: 14 ago. 2023.
- [4] conheça os custos reais dos seus motores elétricos. **ABB**, [s. l.], 6 set. 2021. Disponível em: <<https://new.abb.com/news/pt-br/detail/82057/conheca-os-custos-reais-dos-seus-motores-eletricos>>. Acesso em: 14 ago. 2023.
- [5] Você conhece quais os principais tipos de motores elétricos? [S. l.]: ABECOM, 3 fev. 2022. Disponível em: <<https://www.abecom.com.br/tipos-de-motor-eletrico/>>. Acesso em: 14 ago. 2023
- [6] GOMES, RODRIGO MOURÃO. **ESTUDO SOBRE A TRAÇÃO FORNECIDA POR HÉLICES MONO-PÁS**. 2016. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - UNIVERSIDADE FEDERAL DO

-
- ESPÍRITO SANTO, Vitória, ES, 2016. Disponível em:
<https://mecanica.ufes.br/sites/engenhariamecanica.ufes.br/files/field/anexo/2016-1_rodrigo_mourao_gomes.pdf>. Acesso em: 15 ago. 2023.
- [7] MATTEDE, Henrique. **Wattímetro**: O que é wattímetro? Características e aplicações. [S. l.], 14 nov. 2022. Disponível em: <<https://www.mundodaeletrica.com.br/o-que-e-wattimetro-caracteristicas-aplicacoes/>>. Acesso em: 15 ago. 2023.
- [8] MARTINS, Samuel. **ESC: Características e Funcionamento**. Mossoró, RN, 15 set. 2022. Disponível em: <<https://blog.eletrogate.com/esc-caracteristicas-e-funcionamento/#:~:text=Um%20ESC%20para%20motor%20brushed,atrav%C3%A9s%20da%20variação%20da%20corrente.https://blog.eletrogate.com/esc-caracteristicas-e-funcionamento/#:~:text=Um%20ESC%20para%20motor%20brushed,atrav%C3%A9s%20da%20variação%20da%20corrente>>. Acesso em: 17 ago. 2023.
- [9] MARTINS, Mateus Silva; MONTEIRO, Francisco Magno Sobrinho. TESTES DE BANCADA PARA A OBTENÇÃO DO CONSUMO DE CORRENTE E DETERMINAÇÃO DOS TORQUES DOS SERVOMOTORES EM UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA NÃO TRIPULADA. **UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMIÁRIDO - UFERSA**, Mossoró, RN, p. 1-9, 14 nov. 2019.
- [10] SILVEIRA, Cristiano Bertulucci. Servomotor: Veja como Funciona e Quais os Tipos. 2017. Disponível em: <<https://www.citisystems.com.br/servo-motor/>> . Acesso em: 16 ago. 2023.
- [11] MIRANDA, Prof. MSc. Luiz Eduardo Miranda J. Rodrigues. **Introdução ao Projeto de Aeronaves**: Aula 27 – Servos Para AeroDesign e Projeto Elétrico. [S. l.], 19 maio 2016. Disponível em: <<https://docplayer.com.br/18755943-Introducao-ao-projeto-de-aeronaves-aula-27-servos-para-aerodesign-e-projeto-eletrico.html>>. Acesso em: 17 ago. 2023.



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
Universidade Federal Rural do Semi-Árido – UFERSA
Centro de Ciências Exatas e Naturais – CCEN

ATA DE DEFESA DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

Às 09:30 horas do dia onze de outubro de dois mil e vinte e três, no auditório do CE II – Centro de Ciências Exatas e Naturais da UFERSA – Universidade Federal Rural do Semi-Árido, reuniu-se a Banca Examinadora de defesa de trabalho de conclusão de curso de autoria da aluna **VICTÓRIA LARISSA COLARES SILVA**, aluna do curso de Bacharelado em Ciência e Tecnologia desta universidade, N° de matrícula 2019010249, com o título **DEMANDA ENERGÉTICA DE UM AERODESIGN**. A Banca Examinadora ficou assim constituída por quatro membros: Prof. Dr. EDWIN L. F. BARRETO, presidente da banca e orientador do Trabalho de Conclusão de Curso; Prof. Dr. ISAAC BARROS TAVARES DA SILVA, Prof.^a Dr.^a SAMANTA MESQUITA DE HOLANDA e do Prof. Dr. DAUT DE JESUS NOGUEIRA PEIXOTO COURAS como membros. Concluída a defesa, procedeu-se o julgamento pelos membros da banca examinadora, em reunião fechada, tendo a aluna sido considerada APROVADA. E para constar, eu, EDWIN L. F. BARRETO, lavrei a presente ata que, após lida e aprovada pelos membros da banca examinadora, será assinada por todos.

Mossoró, 11 de outubro de 2023.

Assinatura dos membros da Banca Examinadora.

Prof. Dr. EDWIN L. F. BARRETO – UFERSA
Presidente e orientador

Prof. Dr. ISAAC BARROS TAVARES DA SILVA – UFERSA
Primeiro Membro

Prof. Dr. SAMANTA MESQUITA DE HOLANDA - UFERSA
Segundo Membro

Prof. Dr. DAUT DE JESUS NOGUEIRA PEIXOTO COURAS - UFERSA
Terceiro Membro