



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**CAIO RAMOS DE MENEZES**

**ANÁLISE INTEGRADA DE MELHORIA EM UM PROTÓTIPO DE DRONE  
MULTIROTOR SOLAR: SIMULAÇÕES CFD, CARACTERIZAÇÃO DE  
ENCAPSULANTES E TESTES DE POTÊNCIA**

**FORTALEZA  
2025**

CAIO RAMOS DE MENEZES

ANÁLISE INTEGRADA DE MELHORIA EM UM PROTÓTIPO DE DRONE MULTIROTOR  
SOLAR: SIMULAÇÕES CFD, CARACTERIZAÇÃO DE ENCAPSULANTES E TESTES DE  
POTÊNCIA

Dissertação apresentada ao Programa de  
Pós-Graduação em Engenharia Mecânica  
como requisito parcial à obtenção do título  
de mestre em Engenharia Mecânica. Área de  
Concentração: Energia Solar.

Orientadora: Prof. Dr. Ana Fabíola Leite  
Almeida.

Coorientador: Prof. Dr. Francisco Nivaldo  
Aguiar Freire.

FORTALEZA

2025

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação  
Universidade Federal do Ceará  
Sistema de Bibliotecas  
Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

---

M51a Menezes, Caio Ramos de.

Análise integrada de melhoria em um protótipo de drone multirotor solar: Simulações CFD, caracterização de encapsulantes e testes de potência / Caio Ramos de Menezes. – 2025.

129 f. : il. color.

Dissertação (mestrado) – Universidade Federal do Ceará, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Fortaleza, 2025.

Orientação: Prof. Dr. Ana Fabíola Leite Almeida.

Coorientação: Prof. Dr. Francisco Nivaldo Aguiar Freire.

1. Drone. 2. Energia solar. 3. Protótipo. 4. Avaliação. I. Título.

CDD 620.1

---

CAIO RAMOS DE MENEZES

ANÁLISE INTEGRADA DE MELHORIA EM UM PROTÓTIPO DE DRONE MULTIROTOR  
SOLAR: SIMULAÇÕES CFD, CARACTERIZAÇÃO DE ENCAPSULANTES E TESTES DE  
POTÊNCIA

Dissertação apresentada ao Programa de  
Pós-Graduação em Engenharia Mecânica  
como requisito parcial à obtenção do título  
de mestre em Engenharia Mecânica. Área de  
Concentração: Energia Solar.

Aprovada em: 16/05/2025.

BANCA EXAMINADORA

---

Prof. Dr. Ana Fabíola Leite Almeida (Orientadora)  
Universidade Federal do Ceará (UFC)

---

Prof. Dr. Francisco Nivaldo Aguiar  
Freire (Coorientador)  
Universidade Federal do Ceará (UFC)

---

Prof. Dr. Rômulo do Nascimento Rodrigues  
Universidade Federal do Ceará (UFC)

---

Prof. Dr. Raimundo Carlos Silverio Freire Júnior  
Universidade Federal do Rio Grande do Norte  
(UFRN)

A Deus. A minha amada família, principalmente meus pais, Nilson e Vânia, meu irmão João Victor, minha avó, Neuma e ao meu falecido avô Edgard.

## AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001

A Deus por me proporcionar o dom da vida, saúde física e mental para enfrentar as dificuldades.

Aos meus pais, Nilson e Vânia por todo o investimento em minha educação, além do amor, carinho e atenção ao longo de minha vida nos momentos bons e difíceis.

A minha avó Neuma, por todo apoio espiritual e pelo amor incondicional pelo seu neto mais novo. Ao meus avôs falecidos Edgard, Ramos e Socorro, por todo apoio na minha formação pessoal.

Ao meu irmão João Victor, por todos os conselhos, críticas e sugestões que foram fundamentais na minha formação acadêmica e pessoal.

Aos Profs. Dr. Ana Fabíola Leite Almeida e Francisco Nivaldo Aguiar Freire, pela excelente orientação e por todo apoio e sugestões ao longo do mestrado.

Aos professores participantes da banca examinadora pelo tempo, pelas valiosas colaborações e sugestões.

Ao Laboratório de Filmes Finos e Energias Renováveis (LAFFER-UFC) pelo apoio durante a pesquisa científica.

Ao Laboratório de Engenharia e Sistemas de Computação (LESC-UFC), em especial ao Prof. Jarbas Aryel Nunes da Silveira e meu colega Acácio Aguiar, por todo suporte na pesquisa científica e pelo aprendizado em outros projetos.

Ao Laboratório de Ensaios Mecânicos (LEM-UFC), em especial ao Prof. Mauro Serra e aos colegas Manoel José, Sara e Lucas Oliveira por todo auxílio na realização dos ensaios mecânicos.

Ao Laboratório de Condicionadores de Energia (LCE-UFC), em especial ao Prof. Dalton Honório e aos colegas Rodrigo Costa, Auro e Pedro Enzo, por auxiliarem nos ensaios de empuxo nos motores brushless.

Ao Laboratório de Máquinas Operatrizes (LMO-IFCE) do Instituto Federal do Ceará, em especial ao Prof. Valdenor Pereira e ao colega Felipe Fidelis por todo suporte na usinagem convencional e na usinagem em CNC.

"Ela acorda com o silêncio, caminha com a dúvida, dialoga com o conhecimento, ensina a obediência e age com o bom senso, ela é suprema. Sim, ela é a sabedoria." (Brenon Salvador)

## RESUMO

Nas últimas décadas, para enfrentar a crise ambiental causada pelo uso humano de energia fóssil, a energia solar têm sido consideradas uma das possíveis energias alternativas. As células solares fotovoltaicas estão sendo utilizadas em uma variedade de aplicações, desde a alimentação de relógios e calculadoras até o carregamento de baterias para barcos. Um dos campos de interesse dos pesquisadores é as energias alternativas associadas a drones seja para mapeamento de fazendas de energia solar, monitoramento em parques eólicos ou dimensionamento de protótipos utilizando células solar. Esse trabalho possui como objetivo aplicar inovações e melhorias a um drone multirotor híbrido solar como continuação da pesquisa de dois egressos do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica - Universidade Federal do Ceará (PPGEM-UFC). O estudou iniciou com uma análise bibliométrica relacionada a drones com aplicação ou movidos a energia solar. Para a análise, os documentos foram selecionados na base Scopus e Web Of Science, realizou a unificação e remoção de duplicatas de arquivos pertecentes as duas bases de dados, resultando em 404 documentos. A partir da análise realizada, observou-se a China como o país com mais produções, cerca de 40%. As quatro instituições que mais produziram nessa temática pertencem a China, sendo cerca de 46% das publicações listadas. Para alcançar esses objetivos, elaborou-se um estudo aerodinâmico através de simulações fluidodinâmicas dos três protótipos construidos por Velandia (2018) utilizando o software Ansys Fluent com o modelo de turbulência SST K- $\omega$ . Os resultados exibiram uma grande região de turbulência na região traseira e coeficientes de sustentação negativos nos três protótipos, fatores responsáveis pelo baixo desempenho aerodinâmico dos modelos. Outro estudo proposto foi a avaliação de massa, potência elétrica e resistência mecânica de encapsulates de acrílico em células solares, através de análises com auxílio de balança digital, multímetro convencional e ensaio de máquina a tração unviersal. Como resultados as chapas de PETG se mostram como uma possível solução para melhoria da resistência mecânica, e com um aumento de massa, porém o aumento é menor em relação ao acrílico de 2 mm. Para avaliar as condições possíveis da potência dos 4 conjuntos de motor/hélice e averiguar a capacidade de carga máxima atrelada ao drone foi montada uma bancada de testes fabricada em impressão 3D e montado o circuito de ligação do motor, a capacidade máxima de empuxo do conjunto dos 4 motores para uma bateria 2S ficou de 1145,5g e para uma bateria 3S ficou de 2311g, portanto uma bateria 3S se adequa melhor ao projeto.

**Palavras-chave:** drone; energia solar; protótipo; avaliação.

## ABSTRACT

In recent decades, to address the environmental crisis caused by human use of fossil energy, solar energy has been considered one of the possible alternative energy sources. Photovoltaic solar cells are being used in a variety of applications, from powering watches and calculators to charging batteries for boats. One of the areas of interest for researchers is alternative energies associated with drones, whether for mapping solar farms, monitoring wind farms, or designing prototypes using solar cells. The objective of this work is to apply innovations and improvements to a hybrid solar multirotor drone as a continuation of the research conducted by two graduates from the Graduate Program in Mechanical Engineering at the Federal University of Ceará (PPGEM-UFC). The study began with a bibliometric analysis related to drones powered by or utilizing solar energy. For this analysis, documents were selected from the Scopus and Web of Science databases, and duplicates were unified and removed from the data, resulting in 404 documents. From the analysis, it was observed that China is the country with the most publications, accounting for around 40%. The four institutions that produced the most on this topic are all based in China, representing about 46% of the listed publications. To achieve these objectives, an aerodynamic study was developed through fluid dynamics simulations of the three prototypes built by Velandia (2018), using Ansys Fluent software with the SST K- $\omega$  turbulence model. The results showed a large turbulence region at the rear and negative lift coefficients in all three prototypes, factors responsible for the poor aerodynamic performance of the models. Another proposed study involved evaluating the mass, electrical power, and mechanical resistance of acrylic encapsulants in solar cells through analyses using a digital scale, conventional multimeter, and a universal tensile testing machine. The results indicated that PETG sheets are a potential solution for improving mechanical resistance, with an increase in mass, although this increase is smaller compared to 2 mm acrylic sheets. To assess the potential power of the four motor/propeller assemblies and verify the maximum load capacity associated with the drone, a test bench was created using 3D printing, and the motor connection circuit was assembled. The maximum thrust capacity of the four motors was 1145.5g with a 2S battery and 2311g with a 3S battery. Therefore, a 3S battery is better suited for the project.

**Keywords:** drone; solar energy; prototype; evaluation.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Linha do tempo etapas (VELANDIA, 2018) e (DIAS, 2021) . . . . .	23
Figura 2 – Relação de ganho de potência na carga . . . . .	27
Figura 3 – Drone Agras T30 . . . . .	29
Figura 4 – Sistemas de coordenadas usados para descrever o modelo dinâmico do quadriotor . . . . .	30
Figura 5 – Movimentos possíveis de um quadricóptero . . . . .	30
Figura 6 – Desenho esquemático de um motor brushless . . . . .	31
Figura 7 – Esquema de hélice em um duto . . . . .	32
Figura 8 – Exemplo de hélice comercial . . . . .	33
Figura 9 – Exemplo de ESC comercial . . . . .	34
Figura 10 – Exemplo de transmissor e receptor comercial . . . . .	34
Figura 11 – Movimentos do drone no transmissor . . . . .	35
Figura 12 – Bateria 3300mAh, 3S e 30-40 C . . . . .	36
Figura 13 – Linha do tempo - Voo Solar . . . . .	36
Figura 14 – Funcionamento de uma célula solar fotovoltaica . . . . .	38
Figura 15 – Célula solar comercial de silício monocristalino . . . . .	39
Figura 16 – Associação de células fotovoltaicas em série . . . . .	40
Figura 17 – Associação de células fotovoltaicas em paralelo . . . . .	40
Figura 18 – Controlador de carga PWM comercial . . . . .	41
Figura 19 – Esquema de ligação do controlador, bateria, módulos fotovoltaicos e carga . . . . .	41
Figura 20 – Modelos aproximados para soluções de turbulência . . . . .	44
Figura 21 – Solução de um escoamento turbulento de jato livre pelo método DNS, LES e RANS . . . . .	44
Figura 22 – Representação do ensaio de flexão de 3 pontos . . . . .	48
Figura 23 – Representação do ensaio de flexão de 4 pontos . . . . .	48
Figura 24 – Passos para formação do banco de dados para análise . . . . .	52
Figura 25 – Amostra dos conjuntos das bases de dados . . . . .	53
Figura 26 – Produção anual das pesquisas . . . . .	53
Figura 27 – Mapa mundi de produções por países . . . . .	55
Figura 28 – Conexões de publicações entre países . . . . .	56
Figura 29 – Conexão de coautorias . . . . .	58

Figura 30 – Fluxograma - Simulação Computacional . . . . .	65
Figura 31 – Diagrama de corpo livre para análise de desempenho . . . . .	66
Figura 32 – Drone 1.0 em dia de teste . . . . .	67
Figura 33 – Drone 1.0 modelado em Solidworks . . . . .	67
Figura 34 – Malha no domínio computacional (Drone 1.0) . . . . .	68
Figura 35 – Malha na geometria (Drone 1.0) . . . . .	68
Figura 36 – Drone 2.0 em dia de teste . . . . .	69
Figura 37 – Drone 2.0 modelado em Solidworks . . . . .	69
Figura 38 – Malha no domínio computacional (Drone 2.0) . . . . .	70
Figura 39 – Malha na geometria (Drone 2.0) . . . . .	70
Figura 40 – Drone 3.0 em dia de teste . . . . .	71
Figura 41 – Drone 3.0 modelado em Solidworks . . . . .	71
Figura 42 – Malha no domínio computacional (Drone 3.0) . . . . .	72
Figura 43 – Malha na geometria (Drone 3.0) . . . . .	72
Figura 44 – Distribuição de pressão para o drone 1.0 (Unidade: Pa) . . . . .	73
Figura 45 – Linhas de corrente sob o drone 1.0 (unidade: m/s) . . . . .	74
Figura 46 – Gráfico de velocidade para o drone 1.0 (unidade: m/s) . . . . .	75
Figura 47 – Distribuição de pressão para o drone 2.0 (Unidade: Pa) . . . . .	75
Figura 48 – Linhas de corrente sob o drone 2.0 (unidade: m/s) . . . . .	76
Figura 49 – Gráfico de velocidade para o drone 2.0 (unidade: m/s) . . . . .	76
Figura 50 – Distribuição de pressão para o drone 3.0 (Unidade: Pa) . . . . .	77
Figura 51 – Linhas de corrente sob o drone 3.0 (unidade: m/s) . . . . .	78
Figura 52 – Gráfico de velocidade para o drone 3.0 (unidade: m/s) . . . . .	78
Figura 53 – Chapas de acrílico cortadas . . . . .	83
Figura 54 – Amostra encapsulada alocada sobre a balança . . . . .	84
Figura 55 – Medição de tensão elétrica na célula encapsulada . . . . .	85
Figura 56 – Conjunto modelado e renderizado em SolidWorks . . . . .	86
Figura 57 – Vista explodida do conjunto com peças e fixadores . . . . .	87
Figura 58 – a) Operação de desbaste em torno convencional no pino de correr b) Suportes cilíndrico e flanges inacabados . . . . .	89
Figura 59 – Peça pista com régua no software Siemens NX . . . . .	89
Figura 60 – a) Operação de desbaste na base de suporte b) Pista com régua inacabada . .	90

Figura 61 – Amostra posicionada para ensaio de flexão de 4 pontos. . . . .	91
Figura 62 – a) Amostra 1 (Sem encapsulante) b) Amostra 2 (Sem encapsulante) c) Amostra 3 (Sem encapsulante) . . . . .	94
Figura 63 – a) Amostra 1 (Acrílico 2 mm) b) Amostra 2 (Acrílico 2 mm) . . . . .	95
Figura 64 – Amostra de PETG sem estar apoiada no suporte . . . . .	96
Figura 65 – a) Amostra 1 (PETG 1 mm) b) Amostra 2 (PETG 1 mm) . . . . .	96
Figura 66 – Gráfico da média Força x Deformação a) Sem encapsulante b) Acrílico 2 mm c) PETG 1 mm . . . . .	97
Figura 67 – Bancada de teste modelada e renderizada em Solidworks . . . . .	102
Figura 68 – Bancada de teste em vista explodida . . . . .	103
Figura 69 – Esquema de ligação motor brushless . . . . .	105
Figura 70 – Diagrama de forças - Bancada de testes . . . . .	106
Figura 71 – Bancada de teste montada . . . . .	107
Figura 72 – Incremento(%) x Empuxo (g) - Bateria 2S (7,4 V) . . . . .	109
Figura 73 – Incremento(%) x Empuxo (g) - Bateria 3S (11,1 V) . . . . .	110

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Massa dos componentes - Drone 1.0 . . . . .	25
Tabela 2 – Massa dos componentes - Drone 2.0 . . . . .	25
Tabela 3 – Massa dos componentes - Drone 3.0 . . . . .	26
Tabela 4 – Componentes MPPT elétrico . . . . .	26
Tabela 5 – Países por produções . . . . .	54
Tabela 6 – Afiliações por produções . . . . .	57
Tabela 7 – Autores por produções . . . . .	57
Tabela 8 – Periódicos por produções . . . . .	59
Tabela 9 – Artigos mais citados . . . . .	60
Tabela 10 – Características da malha (Drone 1.0) . . . . .	68
Tabela 11 – Características da malha (Drone 2.0) . . . . .	70
Tabela 12 – Características da malha (Drone 3.0) . . . . .	72
Tabela 13 – Análise de desempenho nos três protótipos . . . . .	79
Tabela 14 – Dados técnicos célula solar . . . . .	83
Tabela 15 – Componentes do apoio para ensaio de flexão . . . . .	86
Tabela 16 – Componentes do apoio para ensaio de flexão . . . . .	88
Tabela 17 – Parâmetros de entrada para ensaio . . . . .	91
Tabela 18 – Componentes do apoio para ensaio de flexão . . . . .	92
Tabela 19 – Dados de potência elétrica - Célula sem encapsulante . . . . .	93
Tabela 20 – Dados de potência elétrica - Célula com encapsulante (Acrílico 2 mm) . . . . .	93
Tabela 21 – Dados de potência elétrica - Célula com encapsulante (PETG 1 mm) . . . . .	93
Tabela 22 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula sem encapsulante) . . . . .	94
Tabela 23 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula com acrílico 2 mm) . . . . .	95
Tabela 24 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula com PETG 1 mm) . . . . .	97
Tabela 25 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos . . . . .	98
Tabela 26 – Componentes bancada de teste de empuxo . . . . .	103
Tabela 27 – Componentes eletrônicos necessários para o teste . . . . .	104
Tabela 28 – Dados de empuxo disponibilizados pelo fabricante do conjunto motor brush-less Emax 2213 e hélice 1045 . . . . .	107
Tabela 29 – Teste de empuxo - Motor 1 (Bateria 2S - 7,4V) . . . . .	108
Tabela 30 – Valores máximos dos 4 motores (Bateria 2S - 7,4V) . . . . .	109

Tabela 31 – Teste de empuxo - Motor 1 (Bateria 3S - 11,1 V) . . . . .	110
Tabela 32 – Valores máximos dos 4 motores (Bateria 3S - 11,1V) . . . . .	111

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional ( <i>Computational Fluid Dynamics</i> )
DNS	( <i>Direct Numerical Simulation</i> )
ESC	Controlador Eletrônico de Velocidade ( <i>Electronic Speed Controller</i> )
LES	( <i>Large Eddy Simulation</i> )
MPPT	Rastreador de Ponto de Máxima Potência ( <i>Maximum Power Point Tracking</i> )
PLA	Ácido Polilático
PPGEM-UFC	Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica - Universidade Federal do Ceará
PWM	Modulação por Largura de Pulso ( <i>Pulse Width Modulation</i> )
RANS	( <i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> )

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Aceleração
$a$	Distância entre o apoio inferior e o superior
$a_{max}$	Aceleração máxima em voo reto nivelado
$b$	Comprimento da amostra
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_{1\epsilon}$	Constante do modelo $k$ - $\epsilon$
$C_{2\epsilon}$	Constante do modelo $k$ - $\epsilon$
$d$	Distancia do centro do motor ao CG
$E$	Módulo de young
$F_D$	Força de arrasto
$F_L$	Força de sustentação
$h$	Espessura da amostra
$I$	Corrente
$K$	Energia cinética média das velocidades médias
$k$	Energia cinética turbulenta
$k(t)$	Energia cinética total em função do tempo $t$
$l$	Distância entre apoios inferiores
$L$	Comprimento característico
$m$	Massa
$M_{tot}$	Massa total do drone
$P$	Pressão
$P$	Carga
$P$	Potência
$S_{ij}$	Tensor de deformação de taxa de cisalhamento médio
$T_i$	Tração do motor

$T_{max}$	Tração máxima do drone
$U$	Componente média da velocidade na direção $x$
$U$	Vetor de velocidade média
$V$	Componente média da velocidade na direção $y$
$V$	Velocidade do escoamento
$V$	Tensão
$W$	Componente média da velocidade na direção $z$
$\beta^2$	Constante do modelo $k-\omega$
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\varepsilon$	Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta
$\eta$	Eficiência do motor
$\frac{\partial}{\partial t}$	Derivada parcial em relação ao tempo
$\frac{\partial k}{\partial x_k}$	Derivada parcial da energia cinética turbulenta em relação à coordenada $k$
$\frac{\partial U_i}{\partial x_j}$	Derivada parcial da componente $i$ da velocidade média em relação à coordenada $j$
$\frac{\partial \omega}{\partial x_k}$	Derivada parcial da taxa de dissipação específica em relação à coordenada $k$
$\gamma_2$	Constante do modelo $k-\omega$
$\nu$	Deflexão
$\mu$	Viscosidade dinâmica
$\mu_t$	Viscosidade turbulenta
$\overline{u' s'_{ij}}$	Média das flutuações de velocidade e tensor de taxa de deformação
$\overline{u'^2}$	Variância das flutuações de velocidade na direção $x$
$\overline{u'_i u'_i u'_j}$	Média das flutuações de velocidade em três direções
$\overline{u'_i u'_j}$	Tensor de tensões de Reynolds
$\overline{v'^2}$	Variância das flutuações de velocidade na direção $y$
$\overline{w'^2}$	Variância das flutuações de velocidade na direção $z$
$\overline{\rho' u'}$	Média das flutuações de densidade e velocidade
$\overline{s'_{ij} s'_{ij}}$	Média dos produtos das flutuações do tensor de taxa de deformação

$s'_{ij}$	Flutuação do tensor de taxa de deformação
$t$	Tempo
$u'$	Componente da flutuação de velocidade na direção $x$
$v$	Viscosidade cinemática
$v'$	Componente da flutuação de velocidade na direção $y$
$w'$	Componente da flutuação de velocidade na direção $z$
$\omega$	Taxa de dissipação específica (frequência específica da turbulência)
$\rho$	Densidade do fluido
$\rho'$	Flutuação de densidade
$\sigma_k$	Constante do modelo $k-\varepsilon$
$\sigma_\varepsilon$	Constante do modelo $k-\varepsilon$
$\sigma_{\omega,1}$	Constante do modelo $k-\omega$
$\sigma_{\omega,2}$	Constante do modelo $k-\omega$

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>21</b>
<b>1.1</b>	<b>Objetivos . . . . .</b>	<b>22</b>
<b>1.1.1</b>	<b><i>Objetivos específicos . . . . .</i></b>	<b>22</b>
<b>2</b>	<b>CAPÍTULO 2 - FUNDAMENTAÇÃO TÉORICA . . . . .</b>	<b>23</b>
<b>2.1</b>	<b>Linha do tempo de sugestões de melhorias . . . . .</b>	<b>23</b>
<b>2.1.1</b>	<b><i>Idealização e desenvolvimento . . . . .</i></b>	<b>23</b>
<b>2.1.2</b>	<b><i>Primeiro protótipo . . . . .</i></b>	<b>24</b>
<b>2.1.3</b>	<b><i>Segundo protótipo . . . . .</i></b>	<b>25</b>
<b>2.1.4</b>	<b><i>Terceiro protótipo . . . . .</i></b>	<b>26</b>
<b>2.1.5</b>	<b><i>MPPT Elétrico . . . . .</i></b>	<b>26</b>
<b>2.2</b>	<b>Drones . . . . .</b>	<b>27</b>
<b>2.2.1</b>	<b><i>Mecânica do movimento dos drones . . . . .</i></b>	<b>29</b>
<b>2.2.2</b>	<b><i>Componentes eletrônicos . . . . .</i></b>	<b>31</b>
<b>2.2.2.1</b>	<b><i>Sistema de propulsão . . . . .</i></b>	<b>31</b>
<b>2.2.2.2</b>	<b><i>Sistema de controle . . . . .</i></b>	<b>33</b>
<b>2.2.2.3</b>	<b><i>Sistema de alimentação e armazenamento . . . . .</i></b>	<b>35</b>
<b>2.2.3</b>	<b><i>Voo solar . . . . .</i></b>	<b>36</b>
<b>2.3</b>	<b>Células solares . . . . .</b>	<b>37</b>
<b>2.3.1</b>	<b><i>Associação de células . . . . .</i></b>	<b>39</b>
<b>2.3.1.1</b>	<b><i>Série . . . . .</i></b>	<b>39</b>
<b>2.3.1.2</b>	<b><i>Paralelo . . . . .</i></b>	<b>40</b>
<b>2.3.2</b>	<b><i>Controlador de carga . . . . .</i></b>	<b>40</b>
<b>2.4</b>	<b>Simulações em CFD . . . . .</b>	<b>42</b>
<b>2.4.1</b>	<b><i>Equações de Navier-Stokes . . . . .</i></b>	<b>42</b>
<b>2.4.2</b>	<b><i>Modelos de turbulência . . . . .</i></b>	<b>43</b>
<b>2.4.3</b>	<b><i>Modelos RANS . . . . .</i></b>	<b>45</b>
<b>2.4.3.1</b>	<b><i>Modelo de turbulência <math>k - \varepsilon</math> . . . . .</i></b>	<b>46</b>
<b>2.4.3.2</b>	<b><i>Modelo de turbulência SST <math>K - \omega</math> . . . . .</i></b>	<b>46</b>
<b>2.5</b>	<b>Ensaios mecânicos . . . . .</b>	<b>47</b>
<b>2.5.1</b>	<b><i>Ensaio de flexão a 4 pontos . . . . .</i></b>	<b>47</b>

<b>3</b>	<b>VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS COM SISTEMAS COM APLICAÇÕES OU MOVIDOS A ENERGIA SOLAR: ANÁLISE BIBLIOGRÁFICA . . . . .</b>	50
3.1	<b>Resumo . . . . .</b>	50
3.2	<b>Introdução . . . . .</b>	51
3.3	<b>Metodologia . . . . .</b>	51
3.4	<b>Resultados e discussões . . . . .</b>	53
3.4.1	<i>Produção de artigos por ano . . . . .</i>	53
3.4.2	<i>Distribuição por países . . . . .</i>	54
3.4.3	<i>Distribuição por organizações . . . . .</i>	56
3.4.4	<i>Distribuição por autores . . . . .</i>	57
3.4.5	<i>Distribuição por periodícos . . . . .</i>	58
3.4.6	<i>Artigos mais citados . . . . .</i>	59
3.5	<b>Conclusões . . . . .</b>	61
<b>4</b>	<b>SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS EM CFD DE TRÊS PROTÓTIPOS PROPOSTOS POR VELANDIA(2018) . . . . .</b>	62
4.1	<b>Resumo . . . . .</b>	62
4.2	<b>Introdução . . . . .</b>	63
4.3	<b>Metodologia . . . . .</b>	65
4.3.1	<i>Drone 1.0 . . . . .</i>	66
4.3.2	<i>Drone 2.0 . . . . .</i>	69
4.3.3	<i>Drone 3.0 . . . . .</i>	71
4.4	<b>Resultados e discussão . . . . .</b>	73
4.4.1	<i>Drone 1.0 . . . . .</i>	73
4.4.2	<i>Drone 2.0 . . . . .</i>	75
4.4.3	<i>Drone 3.0 . . . . .</i>	77
4.4.4	<i>Análise de Desempenho . . . . .</i>	79
4.5	<b>Conclusões . . . . .</b>	80
<b>5</b>	<b>AVALIAÇÃO DE MASSA, POTÊNCIA ELÉTRICA E RESISTÊNCIA MECÂNICA DE CÉLULAS SOLARES COM DIFERENTES ENCAPSULANTES . . . . .</b>	81
5.1	<b>Resumo . . . . .</b>	81

5.2	<b>Introdução .....</b>	82
5.3	<b>Metodologia .....</b>	83
5.3.1	<i>Avaliação - Massa .....</i>	84
5.3.2	<i>Avaliação - Potência elétrica .....</i>	84
5.3.3	<i>Avaliação - Propriedades Mecânicas .....</i>	85
5.3.3.1	<i>Projeto e fabricação dos apoios de ensaio de flexão .....</i>	85
5.3.3.2	<i>O ensaio de flexão a 4 pontos .....</i>	90
5.4	<b>Resultados e discussões .....</b>	92
5.4.1	<i>Avaliação - Massa .....</i>	92
5.4.2	<i>Avaliação - Potência elétrica .....</i>	92
5.4.3	<i>Avaliação - Propriedades Mecânicas .....</i>	94
5.5	<b>Conclusões .....</b>	98
6	<b>AVALIAÇÃO DO EMPUXO DE MOTORES BRUSHLESS EM BANCADA DE TESTE .....</b>	100
6.1	<b>Resumo .....</b>	100
6.2	<b>Introdução .....</b>	101
6.3	<b>Metodologia .....</b>	101
6.3.1	<i>Fabricação e montagem da bancada de teste .....</i>	101
6.3.2	<i>Esquema de ligação do motor e programação do microcontrolador com incremento de velocidade .....</i>	104
6.3.3	<i>O experimento .....</i>	105
6.4	<b>Resultados e discussões .....</b>	108
6.4.1	<i>Avaliação - Empuxo (Bateria 2S - 7,4V) .....</i>	108
6.4.2	<i>Avaliação - Empuxo (Bateria 3S - 11,1V) .....</i>	109
6.5	<b>Conclusões .....</b>	111
7	<b>CONSIDERAÇÕES FINAIS .....</b>	113
	<b>REFERÊNCIAS .....</b>	114
	<b>APÊNDICE A – CÓDIGO EM R UTILIZADO PARA UNIÃO E REMOÇÃO DE DUPLICATAS NA BASE DE DADOS .....</b>	118
	<b>APÊNDICE B – CÓDIGO PARA LIGAÇÃO DO MOTOR BRUSHLESS POR ARDUINO .....</b>	120

<b>APÊNDICE C –PRODUÇÕES CIENTÍFICAS DURANTE O MESTRADO</b>	<b>122</b>
<b>ANEXO A –CATÁLOGO CÉLULA SOLAR MAXEON GEN II .....</b>	<b>125</b>

## 1 CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

Nos últimos anos, para enfrentar a crise ambiental causada pelo uso humano de energia fóssil. A energia solar, energia eólica, energia das marés, entre outras, têm sido consideradas uma das possíveis alternativas à energia fóssil. No entanto, nos últimos anos, mais pesquisadores têm se voltado para a energia solar devido às suas características renováveis, limpas e ilimitadas. Com o rápido desenvolvimento da tecnologia de geração de energia fotovoltaica, a energia fotovoltaica tornou-se uma das principais fontes de geração de eletricidade (Yang et al., 2024).

Uma das primeiras demonstrações públicas de células solares ocorreu em 1955 na Georgia, onde um pequeno painel de células de silício experimentais forneceu energia para carregar uma bateria e alimentar equipamentos de telefonia. As células solares feitas à mão no início tinham uma eficiência de 5% com área de 1 ou 2 cm<sup>2</sup> e produziam apenas alguns miliwatts. Com o avanço da ciência, células de laboratório têm sido relatadas com eficiências superiores a 30%, os módulos solares estão sendo fabricados com áreas de vários metros quadrados (Duffie et al., 2020).

As células solares estão sendo utilizadas em uma variedade de aplicações, desde a alimentação de relógios e calculadoras até o carregamento de baterias para barcos e sistemas de comunicação, além de sistemas de geração de energia de médio porte. A tecnologia fotovoltaica tem sido o meio de fornecer energia para a maioria dos satélites lançados desde o início dos programas espaciais (Duffie et al., 2020).

Segundo Boucher (1984) uma dessas aplicações foi no ramo da aviação, quando em 1974, a primeira aeronave alimentada por energia solar, com o nome SUNRISE I, foi construída e pilotada por Robert J. Boucher da companhia Astro Flight Inc. Já no ano de 2015, a aeronave alimentada por energia solar, chamada SOLAR IMPULSE HB-SIB, fez um voo ao redor do mundo.

Portanto, esse presente trabalho é um estudo de inovações e melhorias em um drone multirotor híbrido com alimentação por energia solar fotovoltaica. Esse trabalho está divido em capítulos, em que cada capítulo representa um artigo a ser publicado. O capítulo 2 apresenta a fundamentação teórica, que se inicia com uma linha do tempo acerca das duas dissertações anteriores sobre o drone, dados e fundamentação sobre drones em geral, componentes eletrônicos, de controle e propulsão, e estudos sobre energia solar fotovoltaica e ensaios mecânicos de flexão.

O capítulo 3 é uma análise bibliométrica referente a uso e aplicação de energia solar fotovoltaica em veículos aéreos não tripulados, com dados sobre países, autores e instituições que

mais produzem artigos e realizam mais colaborações. No capítulo 4 foi realizada uma avaliação por simulações fluidodinâmicas acerca dos 3 protótipos construídos por Velandia (2018), com análises de distribuição de pressão e velocidades através do software Ansys.

O capítulo 5 é uma avaliação de possíveis encapsulantes para as células solares, afim de aumentar a resistência mecânica das células sem haver um grande ganho de massa e sem prejudicar a potência elétrica convertida da radiação solar. O capítulo 6 é aplicação do teste de empuxo do motor brushless em bancada, o intuito é avaliar a variação da potência do motor com o empuxo verificado.

## 1.1 Objetivos

O objetivo principal é aplicação de melhorias e inovações estruturais, aerodinâmicas, na propulsão e controle de um drone multirotor híbrido solar como continuação da pesquisa de dois egressos do PPGEM-UFC.

### 1.1.1 *Objetivos específicos*

- Realizar análise bibliométrica acerca da aplicação da energia solar em veículos aéreos não tripulados;
- Aplicar e analisar simulações virtuais fluidodinâmicas nos três protótipos anteriores propostos por Velandia (2018) através do software Ansys Fluent, afim de avaliar arrasto e sustentação dos protótipos;
- Avaliar as células solares com e sem aplicação de encapsulantes nos aspectos de massa, potência elétrica e resistência mecânica, visto que a sugestão de adição de encapsulante é propostos na dissertações de Velandia (2018) e Dias (2021);
- Analisar o empuxo fornecido pelo motor brushless Emax 2213 através de bancada de testes, afim de avaliar a capacidade de carga possível para o projeto.

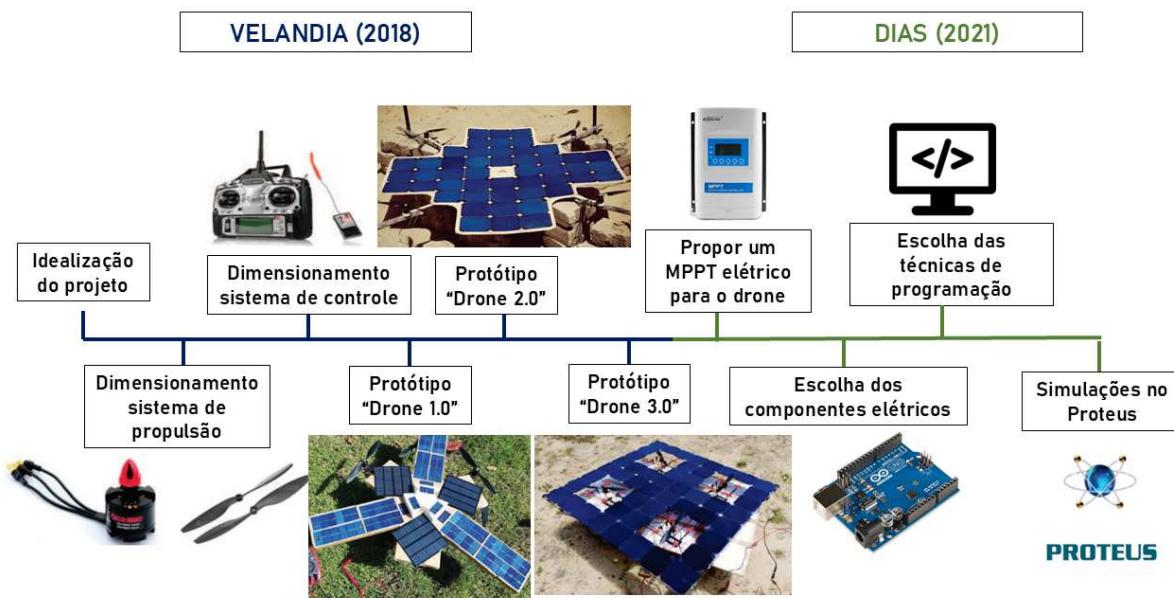
## 2 CAPÍTULO 2 - FUNDAMENTAÇÃO TÉORICA

### 2.1 Linha do tempo de sugestões de melhorias

Para analisar as melhorias a serem feitas no protótipo é necessário entender as etapas que Velandia (2018) e Dias (2021) tomaram em suas dissertações. A Figura 1 apresenta uma linha do tempo sobre as metodologias e resultados das dissertações dos dois autores.

Velandia (2018) foi responsável pela idealização do projeto até a construção de três protótipos, sendo representado na linha azul na figura 1. Já Dias (2021) propôs um projeto de um MPPT elétrico e realizou simulações virtuais, sendo representado na linha em verde.

Figura 1 – Linha do tempo etapas (VELANDIA, 2018) e (DIAS, 2021)



Fonte: Elaborado pelo autor

#### 2.1.1 Idealização e desenvolvimento

A idealização do projeto iniciou com Velandia (2018) na proposta de construir um protótipo de drone multirotor alimentado apenas por energia solar fotovoltaica. Projeto inovador no ramo da aviação, sendo um dos primeiros protótipos na América Latina.

Iniciou o projeto com o dimensionamento e escolha do modelo motor brushless, um estudo comparativo entre quatro modelos convencionais (emax 1306, emax 2205, emax 2213 e retimer 5010) através de dados dos fabricantes com os critérios de tensão necessária para funcionamento, consumo de corrente e empuxo gerado. Optou pelo modelo emax 2213 com

tensão de 11,1 V, corrente máxima de 9,1 A e empuxo máximo de 970 g, e a hélice recomendada no modelo 1045.

Para o sistema de controle, Velandia (2018) selecionou o rádio FlySky FS-T6 2.4 Ghz e o receptor FlySky FS-R6B 2.4 Ghz, o rádio é responsável por transmitir os comandos dados pelo piloto, movendo as alavancas do controle. Por sua vez, o receptor é o encarregado de transmitir os sinais para a placa controladora de voo, transformando-os em movimentos ou tarefas para a aeronave. A placa controladora de voo é responsável pela transformação de sinais, captados diretamente do piloto pelo receptor através do controle remoto e interpretando-os nos diferentes movimentos que deve executar o drone. O autor não menciona qual o critério de seleção adotado para o dimensionamento dos três componentes.

Os três protótipos idealizados e contruídos não possuíram voos efetivos e controlados, sendo necessário realizar diversas melhorias na estrutura, aerodinâmica, propulsão e controle dos dispositivos.

### ***2.1.2 Primeiro protótipo***

No protótipo "Drone 1.0", Velandia (2018) utilizou de um chassi de drone comercial do modelo frame F550, com lâminas de isopor para acomodação do arranjo fotovoltaico. O arranjo fotovoltaico foi dimensionando com células solares policristalinas com 3 células solares com dimensões de 165x165 mm e 72 células solares com dimensões de 52x26 mm, com associações em série e paralelo gerando teoricamente 12 V e 2,55 A. Foram selecionados 6 motores emax 2213 com hélices 1045. A Tabela 1 apresenta os componentes do "Drone 1.0" com suas respectivas massas.

Tabela 1 – Massa dos componentes - Drone 1.0

Componentes	Quantidade	Massa (g)	
		Unidade	Total
Estrutura	1	480	480
Motores	6	55	330
Esc	6	25	150
Hélices	6	12	72
Controladora de voo	1	10	10
Receptor	1	7	7
Estrutura de isopor	1	112	112
Células 52x26 mm	36	4	144
Células 165x165 mm	3	82	246
Fixadores e cabos	1	100	334
Massa Total			1885

Fonte: (VELANDIA, 2018)

### 2.1.3 Segundo protótipo

Para o protótipo "Drone 2.0", Velandia (2018) utilizou de impressão 3D em Ácido Polilático (PLA) para estrutura e madeira balsa para acomodação do arranjo fotovoltaico. O arranjo fotovoltaico foi dimensionando com células solares monocristalinas totalizando 48 células, com associações em série e paralelo gerando teoricamente 13,95 V e 12 A. Foram selecionados 4 motores emax 2213 com hélices 1045. A Tabela 2 apresenta os componentes do "Drone 2.0" com suas respectivas massas.

Tabela 2 – Massa dos componentes - Drone 2.0

Componentes	Quantidade	Massa (g)	
		Unidade	Total
Estrutura	1	600	600
Motores	4	55	220
Esc	4	25	100
Hélices	4	12	48
Controladora de voo	1	10	10
Receptor	1	7	7
Células solares	48	8	384
Fixadores e cabos	1	135	135
Massa Total			1504

Fonte: (VELANDIA, 2018)

### 2.1.4 Terceiro protótipo

Para o protótipo "Drone 3.0", Velandia (2018) utilizou de tubos de fibra de carbono e impressão 3D em PLA para as uniões dos tubos. O arranjo fotovoltaico foi dimensionando com células solares monocristalinas totalizando 48 células igual ao protótipo "Drone 2.0" com a mesma geração teórica. Foram selecionados 4 motores emax 2213 com hélices 1045. A Tabela 3 apresenta os componentes do "Drone 3.0" com suas respectivas massas.

Tabela 3 – Massa dos componentes - Drone 3.0

Componentes	Quantidade	Massa (g)	
		Unidade	Total
Estrutura	1	312	312
Motores	4	55	220
Esc	1	25	25
Hélices	4	12	48
Controladora de voo	1	10	10
Receptor	1	7	7
Células solares	48	8	384
Fixadores e cabos	1	134	134
Massa Total			1140

Fonte: (VELANDIA, 2018)

### 2.1.5 MPPT Elétrico

Como projeto de melhoria, Dias (2021) propos a implementação de Rastreador de Ponto de Máxima Potência (*Maximum Power Point Tracking*) (MPPT) elétrico ao drone. Portanto, Dias (2021) dimensionou os componentes eletrônicos necessários para o projeto do MPPT elétrico, a Tabela 4 apresenta esses componentes.

Tabela 4 – Componentes MPPT elétrico

Componente	Especificações
Microcontrolador	Arduino UNO
Sensor de tensão	Sensor B25
Sensor de corrente	ACS712 (20A)
Conversor CC-CC	Conversor Buck

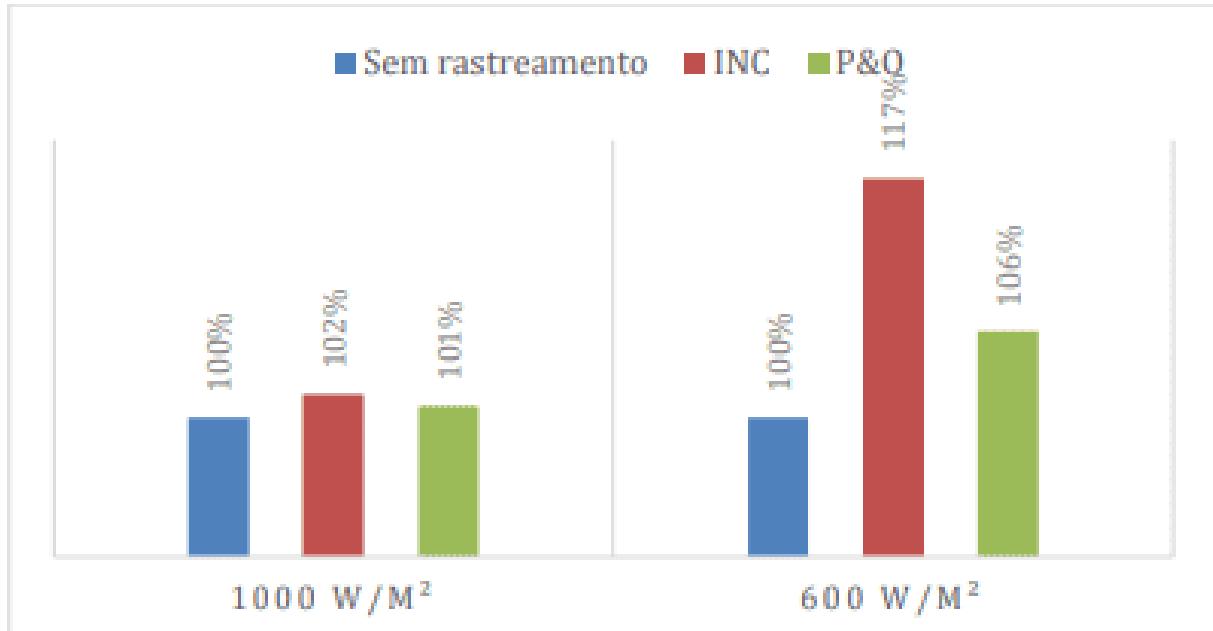
Fonte: (DIAS, 2021)

As técnicas de programação para MPPT selecionadas foram as de Condutância Incremental e o Perturbe e Observe, afim de avaliar qual o método mais eficiente. E finalizando a pesquisa foram feitas simulações computacionais no software Proteus, para analisar as curva

de P-V (potência e tensão) e a curva I-V (corrente e tensão) para o modelo criado. O MPP foi destacado com uma potência de 120 W para uma tensão de 10,5 V.

Então, Dias (2021) simulou o arranjo fotovoltaico em duas situações de radiação solar com  $600 \text{ W/m}^2$  e  $1000 \text{ W/m}^2$ . A Figura 2 apresenta a potência sem rastreamento, com o método Pertube e Observe e com o método de Condutância Incremental.

Figura 2 – Relação de ganho de potência na carga



Fonte: (DIAS, 2021)

Segundo Dias (2021), o ganho de potência é muito superior para a radiação de  $600\text{W/m}^2$ . Isso se dá por conta do ponto em que a carga se encontra na curva de potência. Caso a carga opere próximo ao ponto MPP, o método irá gerar um pequeno ganho quando comparado a potência sem o rastreamento. Em outras regiões da curva, o MPPT irá fazer o rastreamento buscando sempre operar próximo ao MPP, gerando ganhos maiores de potência. Só esse fato, já justifica o método, sendo que o normal é que o painel opere com carga e radiação variável.

## 2.2 Drones

Os drones ou VANT (Veículos Aéreos Não-Tripulados) são definidos como um veículo motorizado aéreo que não carrega um operador humano, usa forças aerodinâmicas para fornecer elevação do veículo, pode voar autonomamente ou ser pilotado remotamente, pode ser dispensável ou recuperável, e pode carregar uma carga letal ou não letal (Newcome, 2004).

Os drones se tornaram conhecidos durante a primeira guerra mundial, em que um

uav poderia voar quase 40 milhas a 55 milhas/h e carregar 180 libras de explosivos. Este protótipo demorou cerca de 3 anos para ficar pronto e ficou conhecido como “Kettering bug” ou simplesmente Bug. Em 1917, Lawrence Sperry também desenvolveu um uav semelhante ao de Kettering que se chamava torpedo áereo Sperry-Curtis, no qual fez diversos voos bem sucedidos no campo de aviação de Long island, porém não foi utilizado na guerra (Fahlstrom et al., 2022).

Os drones se dividem, principalmente em, asas fixas, helicópteros, híbridos e multirotores. O drone asa fixa utilizam a diferença de pressão sobre as asas para obter sustentação, o movimento que gera o escoamento de ar pelas asas é gerado por motores de propulsão (Roskam, 1998) .Já os drones de asa rotativa utilizam-se da sustentação gerada pelas hélices acopladas aos motores. Nos helicópteros, o movimento dianteiro é gerado pela variação cíclica da profundidade das lâminas da hélice em conjunto com uma sutil rotação do eixo do rotor principal, o mesmo princípio é usado em todas as direções horizontais (Johnson, 2012).

Segundo Sun (2012), apesar dos drones utilizados em larga escala serem, em sua maioria, de asa fixa, os multirotores têm atraído um grande contingente de usuários civis por apresentarem vantagens como: decolagem e pouso verticais , voo estacionário, boa manobrabilidade e robustez.

Segundo Velandia (2018), a atividade realizada por drones, normalmente, são aquelas que o ser humano não pode executar, ou são trabalhos com certo grau de periculosidade. Os drones se dividem em utilidades civis e militares. Entre as atividades civis estão mapeamento de área, controle e monitoramento em colheitas, prevenção e controle de incêndios florestais, realizar fotografias e vídeos profissionais e entre outros. Já no âmbito militar, as atividades são vigilância de fronteiras, exploração e reconhecimento de áreas e terrenos, espionagem e entre outros. A Figura 3 apresenta o drone Agras T30 utilizado na pulverização de produtos agrotóxicos em colheitas agrícolas.

Figura 3 – Drone Agras T30



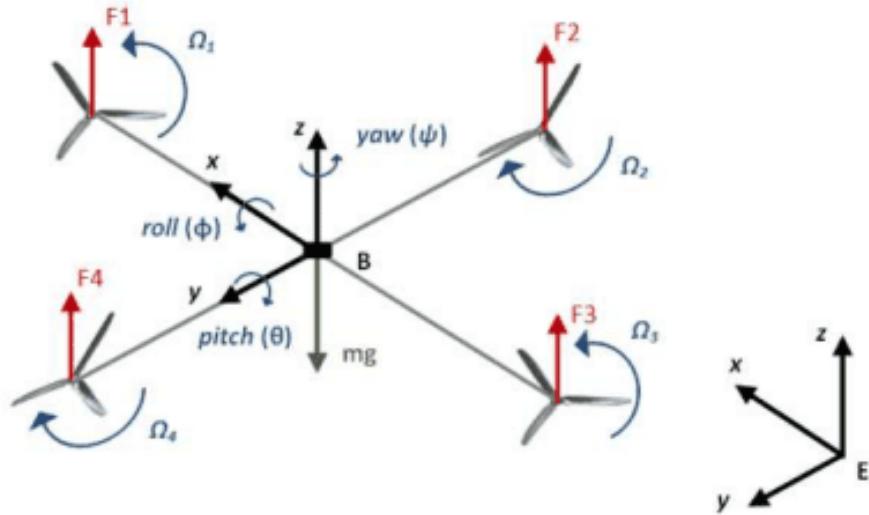
Fonte: DJI,2024

### **2.2.1 *Mecânica do movimento dos drones***

O funcionamento de um quadrirotor é possível graças a quatro rotores. Estes rotores são constituídos por quatro motores e dois pares de hélices, um par usado para girar em um sentido e o outro usado no sentido reverso. Assim, dois rotores giram em sentido horário e os outros dois em sentido anti-horário. A disposição correta dos motores elimina o efeito dos torques gerador por eles, hélices adjacentes devem girar em sentidos opostos (Leishman, 2000).

A configuração de um quadrirotor apresenta seis graus de liberdade, sendo três coordenadas de posição no espaço tridimensional (x, y e z) e três ângulos de orientação (rolagem, arfagem e guinada - roll, pitch e yaw) (Lima et al., 2015). A Figura 4 apresenta as coordenadas referentes ao movimento de um quadrirotor.

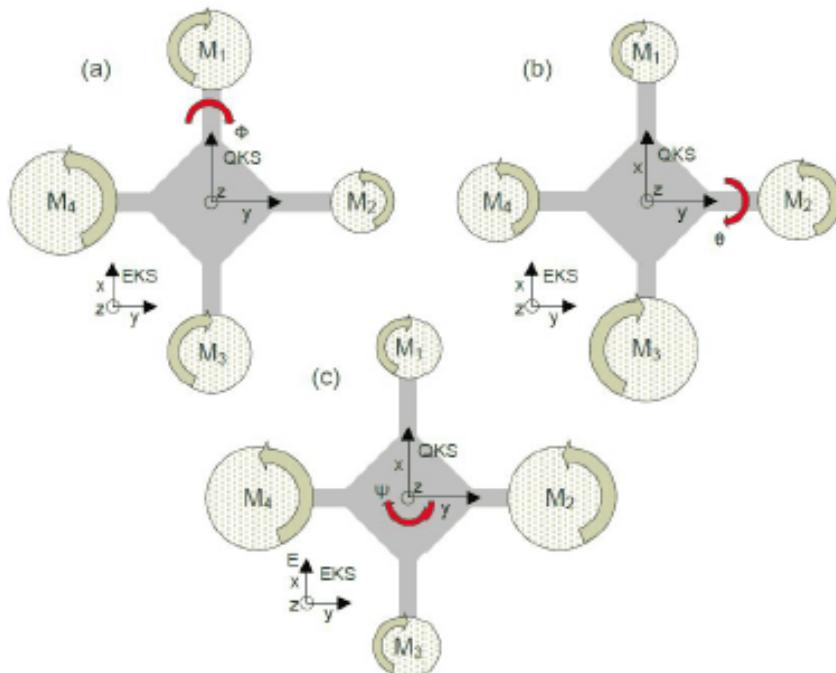
Figura 4 – Sistemas de coordenadas usados para descrever o modelo dinâmico do quadrirotor



Fonte: (SÁ, 2012)

A Figura 5 retrata a estrutura do corpo do quadricóptero e a estrutura externa, a localização das hélices e a combinação das velocidades dos rotores para gerar independentemente os movimentos de rolagem (a), arfagem (b) e guinada (c). O movimento translacional é gerado por um desvio na rotação e inclinação. A altitude de voo é controlada pelo empuxo total produzido por todos os quatro rotores (Hoffmann et al., 2010).

Figura 5 – Movimentos possíveis de um quadricóptero



Fonte: (HOFFMANN et al., 2010)

Os seis graus de liberdade do quadricóptero são controlados pelos quatro motores, resultando em um sistema subatuado. Isso resulta na impossibilidade de regular todos os graus de liberdade do sistema no mesmo instante de tempo (Lima et al., 2015).

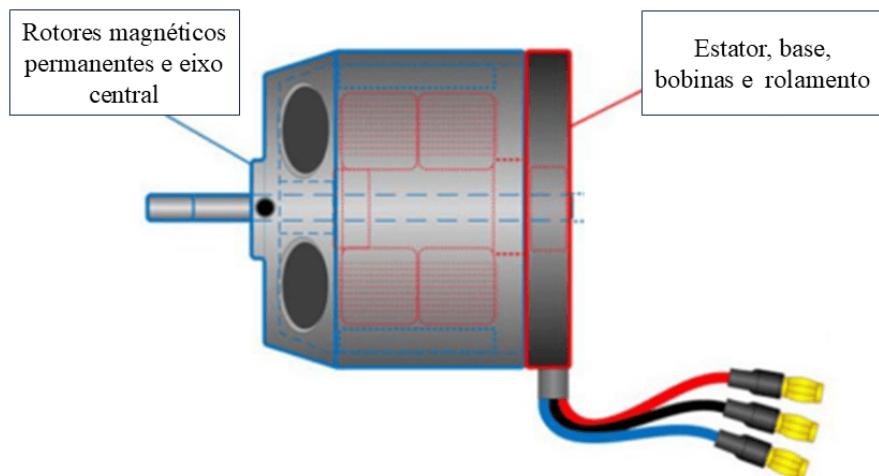
## 2.2.2 Componentes eletrônicos

### 2.2.2.1 Sistema de propulsão

Em motores de corrente contínua para a corrente passar pelas bobinas do rotor ela precisa passar pelas escovas e pelo comutador, o constante atrito das escovas sobre os polos do comutador geram uma constante perda de energia e, consequentemente, reduz a eficiência total desse tipo de motor. Nos motores de indução a corrente é passada pelas bobinas do estator e o que gera o movimento do rotor é a força eletromagnética gerada pelas mesmas (Hughes;Drury, 2019).

Segundo Demolinari (2016), para as aplicações em drones, os motores brushless são amplamente usados por sua eficiência e durabilidade, uma vez que estes requerem altas rotações e, relativamente, altas potências. A Figura 6 exibe um desenho esquemático de um motor brushless.

Figura 6 – Desenho esquemático de um motor brushless



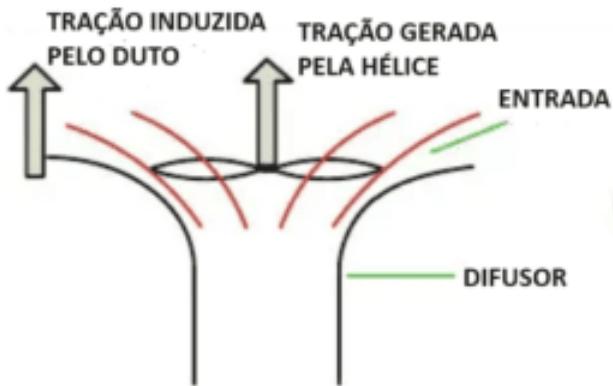
Fonte: Adaptado de(HERRERO et al., 2017)

Motores Brushless são tipo sincrono, isso significa que o campo magnético gerado pelo estator e o campo magnético gerado pelo rotor estão na mesma frequência durante o giro. Esses motores são fabricados em versões monofásicas, bifásicas e trifásicas que corresponde ao número de enrolamentos do estator (Yedamale, 2003).

Segundo Quan (2017) , esses motores são controlados a partir de um sinal de Modulação por Largura de Pulso (*Pulse Width Modulation*) (PWM) para o Controlador Eletrônico de Velocidade (*Electronic Speed Controller*) (ESC). No ESC esse sinal é amplificado por um circuito de acionamento e enviado para a chave liga e desliga do inversor. Esses sinais trabalham em determinada sequencia e geram um campo magnético giratório.

As hélices de um VANT multirotor são os componentes que trabalham sob as mais severas condições. Sob as hélices atuam: O torque dos motores e a força de arrasto aerodinâmico da propulsão do ar (Johnson, 2012). A Figura 7 apresenta o esquema de hélice em um duto.

Figura 7 – Esquema de hélice em um duto



Fonte: (QUAN, 2017)

Normalmente uma hélice é descrita por 4 dígitos, os dois primeiros representam o diâmetro e os dois últimos representam o passo da hélice, descritos em polegadas. Por exemplo: Hélice 1045, é uma hélice com 10" de diâmetro e um de 4,5". O passo é definido como a distância que a hélice percorreria em uma revolução se estivesse atravessando um sólido maciço, semelhante a um parafuso (Quan, 2017). A Figura 8 apresenta uma hélice comercial com as especificações da localização dos componentes.

Figura 8 – Exemplo de hélice comercial



Fonte: (DEMOLINARI, 2016)

Segundo Santos (2023), o princípio de voo de qualquer multirotor é baseado na diferença de pressão nas hélices, que com o aumento de sua velocidade angular gera uma força chamada de empuxo para cima. O somatório dos empuxos oriundo de cada conjunto (motor e hélice) precisa ser maior que a força peso do drone. A recomendação é que o somatório da propulsão dos motores suporte pelo menos o dobro do peso do aeromodelo simples (sem carga).

#### 2.2.2.2 Sistema de controle

O controlador eletrônico de velocidade (ESC) é a interface entre o estágio de controle e o estágio de potência dos motores elétricos sem escova. Ele recebe um sinal de um microprocessador de baixa potência e o converte em um sinal alternado trifásico de alta potência.

Segundo Mogensen (2016), esse dispositivo geralmente consiste em vários módulos de construção, como um estágio de potência, sensoriamento de corrente e um microcontrolador

para controle do motor e uma interface de comunicação com o controlador de voo. A Figura 9 apresenta um ESC comercial.

Figura 9 – Exemplo de ESC comercial



Fonte: (HERRERO *et al.*, 2017)

Os drones não são totalmente autônomos, devem ter sempre um piloto que controle a aeronave remotamente. Por isso, um sistema de controle de rádio é usado, por meio do qual o piloto pode transmitir a placa controle de voo os movimentos que deve fazer a aeronave em certos momentos (González, 2015). Na Figura 10 ilustra um exemplo de transmissor e receptor comercial.

Figura 10 – Exemplo de transmissor e receptor comercial



Fonte: (VELANDIA, 2018)

Segundo Velandia (2018), o controle de rádio consiste em dois componentes: o transmissor e o receptor. O transmissor é encarregado de transmitir ao receptor os comandos

dados pelo piloto, movendo as alavancas do controle. O receptor é responsável de transmitir os sinais para placa controladora de voo, transformando-os em movimentos para a aeronave. Na Figura 11 apresenta os comandos referente a movimentação do drone no transmissor.

Figura 11 – Movimentos do drone no transmissor



Fonte: (VELANDIA, 2018)

#### 2.2.2.3 Sistema de alimentação e armazenamento

Segundo Santos (2023), as baterias utilizadas para os drones, geralmente são de Li-Po, que são feitas de Lítio-Polímero. Os sais de lítio ficam retidos em um polímero tornando essa bateria capaz de ter vários formatos e transmitindo uma boa taxa de descarga. Em geral são classificadas quanto ao número de células e a sua velocidade de descarga.

A quantidade de celulas pode ser determinada a partir da montagem do tipo de motor, hélice e ESC, é escolhida uma quantidade de células que garanta a melhor perfomance do motor. A tensão da bateria é determinada por um numero seguido pela letra S, 1S é igual a uma tensão de 3,7 V (Herrero et al., 2017). A Figura 12 apresenta uma bateria de modelo comercial.

Figura 12 – Bateria 3300mAh, 3S e 30-40 C



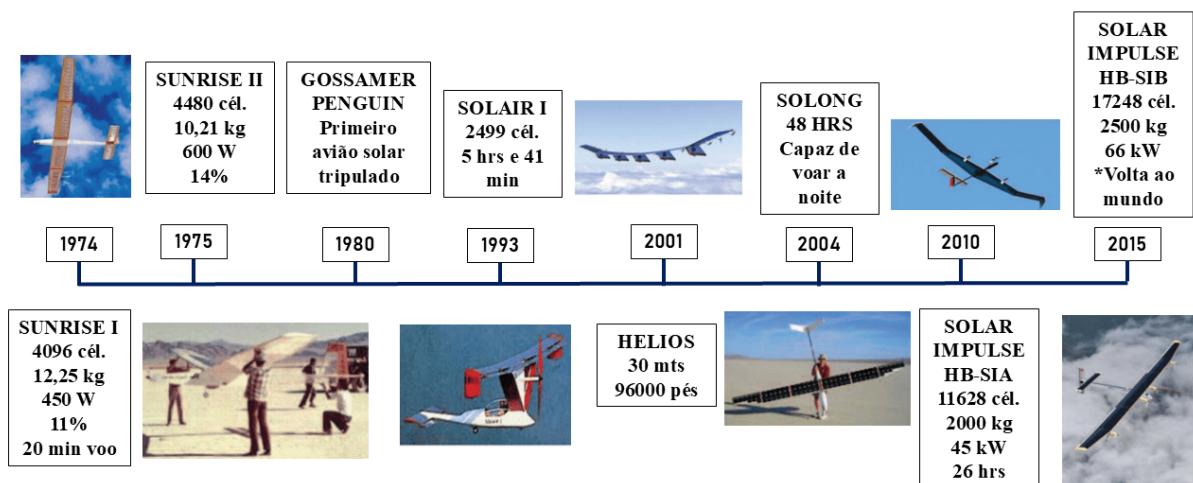
Fonte: (DEMOLINARI, 2016)

A descarga da bateria é definida como sendo a corrente máxima que pode ser extraída de forma continua da bateria e aquela que pode ser removida em um curto espaço de tempo (Herrero et al., 2017).

### 2.2.3 Voo solar

A Figura 13 ilustra uma linha do tempo com a evolução dos projetos e fabricações de VANT's que utilizaram energia solar como fonte de alimentação, com o número de células, tempo de voo, massa e eficiência do aeronave.

Figura 13 – Linha do tempo - Voo Solar



Fonte: Elaborado pelo autor.

Todas essas aeronaves são classificadas de decolagem horizontal e de asa fixa. A utilização de células solares nos drones multirotores ainda não está muito difundida.

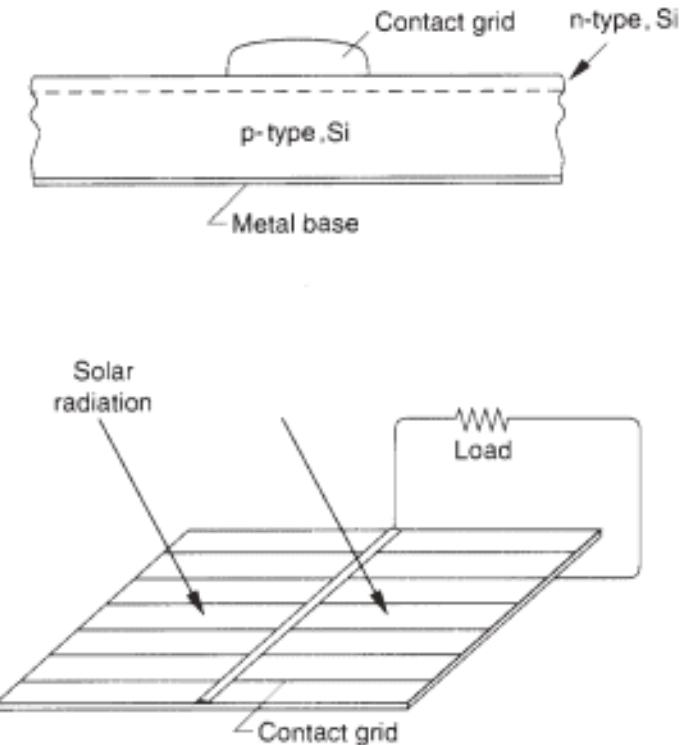
### 2.3 Células solares

A energia proveniente do Sol vem sendo apropriada pelo homem ao longo de toda sua história. Através dele, por exemplo, são supridas necessidades básicas de aquecimento, iluminação e alimentação (via fotossíntese e cadeias alimentares). No entanto, o uso do Sol como fonte direta para a produção de eletricidade é relativamente recente, datando de meados do século passado (Tolmasquim et al., 2016).

As células solares fotovoltaicas são dispositivos semicondutores que convertem parte da radiação solar incidente diretamente em energia elétrica. As células fotovoltaicas mais comuns são feitas de silício monocristalino, em que um átomo de silício na estrutura cristalina absorve um fóton da radiação solar incidente e, se a energia do fóton for suficientemente alta, um elétron da camada externa do átomo é liberado. Esse processo resulta na formação de um par elétron-lacuna, com uma lacuna onde há falta de um elétron e um elétron livre na estrutura cristalina (Duffie et al., 2020).

Segundo Duffie et al.(2020), na célula existe uma barreira que inibe a migração livre de elétrons, levando a um acúmulo de elétrons na camada de silício tipo n e uma deficiência de elétrons na camada de silício tipo p. Se essas camadas forem conectadas por um circuito externo, os elétrons (ou seja, uma corrente) fluirão através desse circuito. Assim, os elétrons livres criados pela absorção de fótons estão em excesso no silício tipo n e fluem pelo circuito externo para o silício tipo p. A Figura 14 exibe o funcionamento de uma célula solar fotovoltaica.

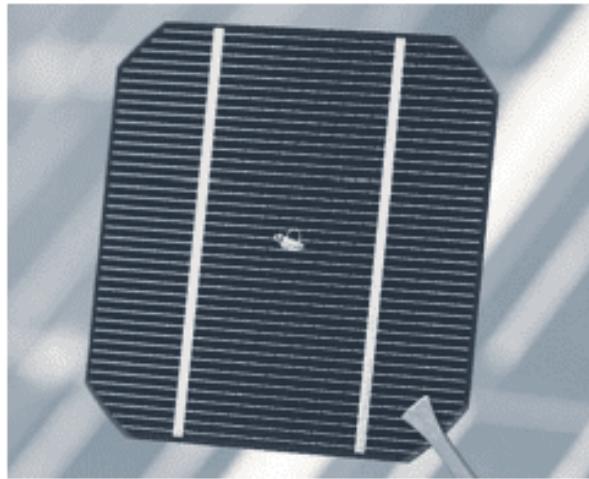
Figura 14 – Funcionamento de uma célula solar fotovoltaica



Fonte: (DUFFIE *et al.*, 2020)

As células solares podem ser divididas em três tipos: silício monocristalino, silício policristalino e filmes finos. Segundo Fadigas (2012), as células de silício monocristalino são formadas em fatias de um único grande cristal, previamente crescido e enfatiado. A grande experiência na sua fabricação e pureza do material garante alta confiabilidade do produto e altas eficiências. Enquanto o limite teórico de conversão da luz solar em energia elétrica, para esta tecnologia é de 27%, valores nas faixas de 12 a 16% são encontrados em produtos comerciais. A Figura 15 apresenta um modelo comercial de célula de silício monocristalino.

Figura 15 – Célula solar comercial de silício monocristalino



Fonte: (TAVARES; GALDINO, 2014)

As células de silício policristalino possuem um processo de fabricação com menor custo em relação as celulas de silicio monocristalinos. O método de fabricação consiste em um processo de fundição dos cristais de silicio em um bloco, preservando a formação de múltiplos cristais, com uma eficiência por volta de 13 a 15% (Fadigas, 2012).

Segundo Villalva (2012), os filmes finos são fabricadas através da deposição de finas camadas de materiais sobre uma base que pode ser rígida ou flexível. A alta absorção óptica desses materiais, em relação ao silício, permite fabricar células muito finas, nas quais camadas de poucos micrômetros de diferentes materiais semicondutores são depositados sucessivamente.

### 2.3.1 *Associação de células*

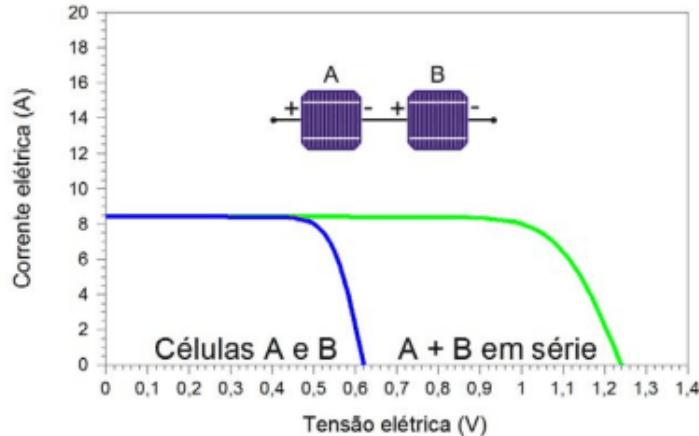
Dispositivos fotovoltaicos (células, arranjos e módulos) podem ser associados, de forma a obter níveis de tensão e corrente desejados no projeto. Existem duas formas para realizar a associação, podendo ser em série ou paralelo, ou pode se haver arranjo com as duas associações no projeto (Tavares, 2014).

#### 2.3.1.1 *Série*

Segundo Tavares (2014), na conexão em série, o terminal positivo de um dispositivo fotovoltaico é conectado ao terminal negativo de outro dispositivo. Para dispositivos idênticos e submetidos à mesma irradiação, quando a ligação é em série, as tensões são somadas e a corrente elétrica não é afetada. A Figura 16 apresenta a associação em série de duas células

iguais.

Figura 16 – Associação de células fotovoltaicas em série

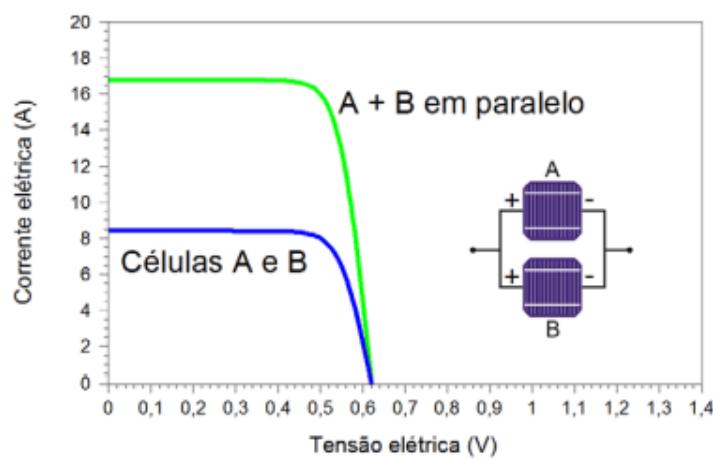


Fonte: (TAVARES; GALDINO, 2014)

### 2.3.1.2 Paralelo

Segundo Tavares (2014), na associação em paralelo, os terminais positivos dos dispositivos são interligados entre si, assim como os terminais negativos. As correntes elétricas são somadas, permanecendo inalterada a tensão. A Figura 17 apresenta a associação em paralelo de duas células iguais.

Figura 17 – Associação de células fotovoltaicas em paralelo



Fonte: (TAVARES; GALDINO, 2014)

### 2.3.2 Controlador de carga

O controlador de carga deve estar presente em sistemas fotovoltaicos onde necessita a presença de baterias. É um dispositivo que faz a conexão correta entre o painel fotovoltaico e a

baterias evitando que esta seja sobrecarregada ou descarregada excessivamente (Villalva, 2012). A Figura 18 apresenta um controlador de carga PWM comercial.

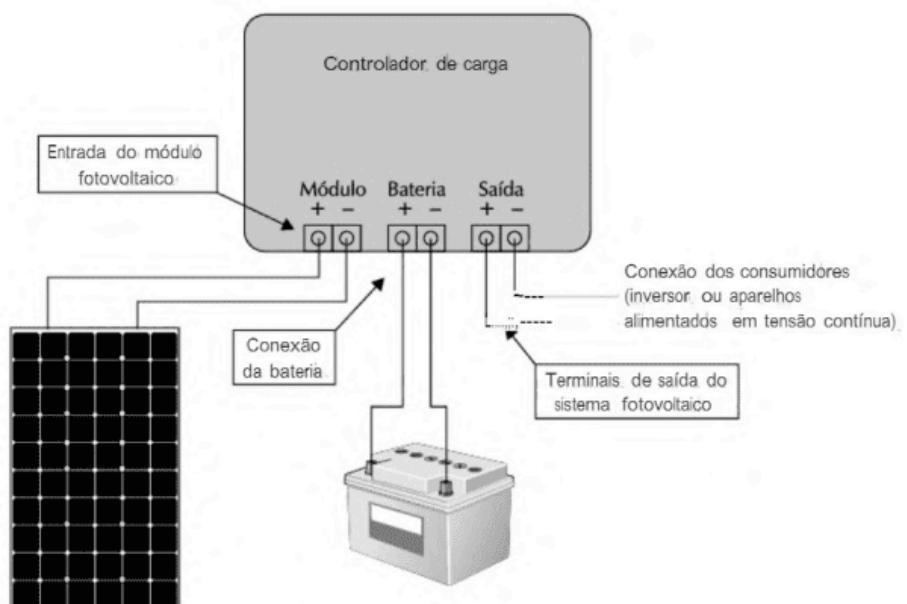
Figura 18 – Controlador de carga PWM comercial



Fonte: (VILLALVA; GAZOLI, 2012)

Segundo Villalva (2012), para dimensionar esse dispositivo deve se levar em conta alguns fatores. A tensão da bateria necessita ser igual a tensão do controlador e a corrente dos painéis solares ou a corrente que entra nas baterias deve ser menor que a corrente nominal do controlador. A Figura 19 apresenta o esquema de ligação do controlador, bateria, módulos fotovoltaicos e carga.

Figura 19 – Esquema de ligação do controlador, bateria, módulos fotovoltaicos e carga



Fonte: (VILLALVA; GAZOLI, 2012)

Os controladores de cargas mais sofisticados são o do tipo PWM e MPPT. O controlador PWM utiliza de transistores e circuitos eletrônicos que permitem o controle mais preciso

das correntes de cargas na bateria. O controlador MPPT utiliza de um sistema de programação que promove o funcionamento em máxima potência do sistema elétrico fotovoltaico, através de um algoritmo e sensores no dispositivo (Villalva, 2012).

## 2.4 Simulações em CFD

Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics*) (CFD) é uma análise de sistemas envolvendo escoamento de fluidos, transferência de calor e fenômenos associados tais como reações químicas por meio de simulações em computador, é uma técnica bastante útil e abrange uma vasta gama de áreas de aplicações industriais e não industriais (Versteeg, 2007).

Em 1970, existia CFD, mas o tipo de computadores e algoritmos disponíveis naquela época limitava todas as soluções práticas essencialmente a fluxos bidimensionais. No entanto, em 1990, essa história mudou substancialmente. Nos dias atuais, soluções de campo de fluxo tridimensional são abundantes, podem não ser rotineiras no sentido de que ainda é necessário um grande esforço de recursos humanos e de computadores para realizar com sucesso tais soluções tridimensionais para aplicações como o fluxo sobre uma configuração completa de um avião, mas essas soluções estão se tornando cada vez mais comuns em instalações industriais e governamentais (Anderson, 1995).

### 2.4.1 Equações de Navier-Stokes

Para um fluido newtoniano, a tensão viscosa é diretamente proporcional à taxa de deformação por cisalhamento, para um escoamento tridimensional. As tensões podem ser expressas em termos de gradientes de velocidade e de propriedades dos fluidos, em coordenadas retangulares. As equações 2.1, 2.2 e 2.3 apresentam as equações de Navier-Stokes nas componentes x, y e z, respectivamente (Fox, 2010).

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \mu \left[ \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x \quad (2.1)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \mu \left[ \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] - \frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y \quad (2.2)$$

$$\rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = \mu \left[ \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] - \frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z \quad (2.3)$$

As equações de Navier-Stokes são provavelmente o conjunto de equações mais famoso em mecânica dos fluidos, e tem sido largamente estudado. Estas equações, mais a equação da continuidade, formam um conjunto de quatro equações diferenciais parciais não lineares acopladas para  $u$ ,  $v$ ,  $w$  e  $p$ . (Fox, 2010).

Segundo Fox (2010), nos últimos anos, programas de computador de aplicação em dinâmica de fluidos computacional têm sido desenvolvidos para análise das equações de Navier-Stokes em problemas mais complexos, ou seja, problemas do mundo real.

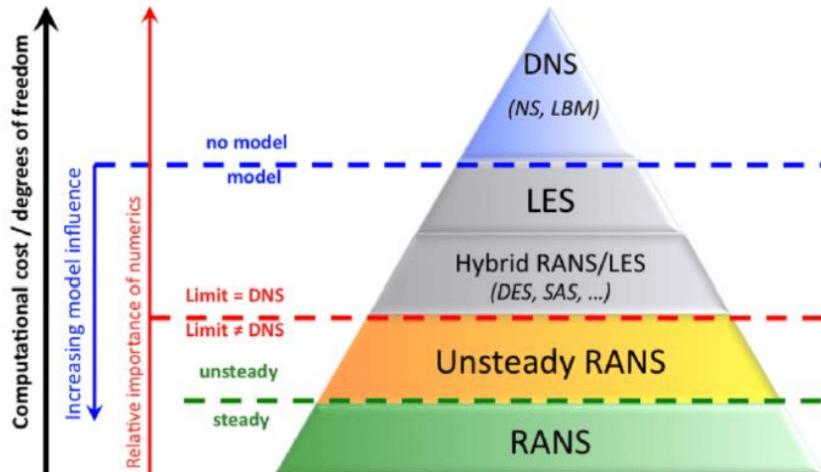
#### 2.4.2 Modelos de turbulência

O número de Reynolds é um número adimensional onde é usado para o cálculo do regime de escoamento de determinado fluido sobre uma superfície. O seu significado físico é uma razão entre as forças inerciais e viscosas. Escoamento laminar é aquele em que as partículas fluidas se movem em camadas lisas, ou lâminas acontece quando o número de Reynolds é menor ou igual a 2400. Já o escoamento turbulento é aquele em que as partículas fluidas rapidamente se misturam enquanto se movimentam ao longo do escoamento devido a flutuações aleatórias no campo tridimensional de velocidades acontece quando o número de Reynolds é maior ou igual a 2400 (Rodrigues, 2013).

Escoamentos com fluxos turbulentos causam o aparecimento de fluxos de redemoinhos (Vortex) com uma variedade de escalas de comprimento e tempo que interagem de maneira dinamicamente complexa. Com a necessidade de evitar ou promover a turbulência em problemas de engenharia foram desenvolvidos métodos numéricos para o cálculo dos importantes efeitos que ocorrem devido a turbulência (Versteeg, 2007).

A Figura 20 apresenta uma pirâmide, apresentando os modelos de turbulência desenvolvidos, o modelo (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) (RANS) que se encontra na base apresenta o modelo mais simplista com um menor custo atrelado, já o modelo (*Direct Numerical Simulation*) (DNS) é mais detalhado com um maior custo associado.

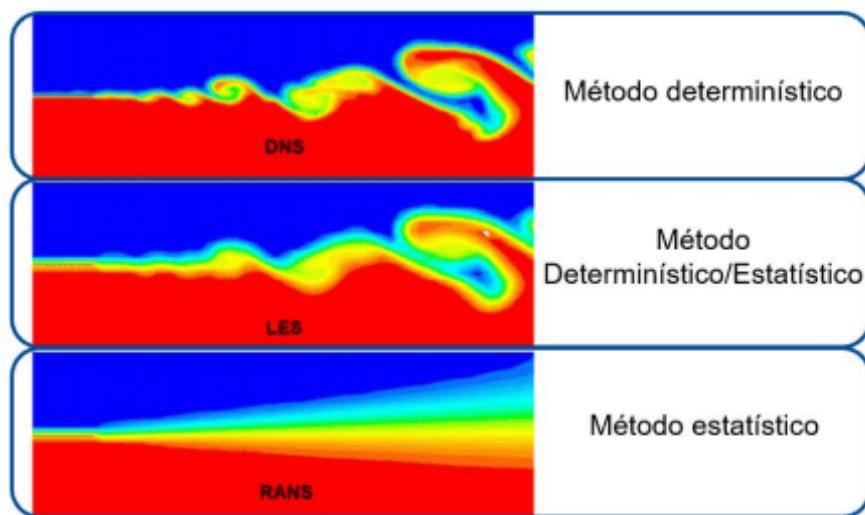
Figura 20 – Modelos aproximados para soluções de turbulência



Fonte: (SIMON *et al.*, 2007)

A Figura 21 exibe um estudo comparativo entre os três modelos de resolução de turbulência, é possível observar que os modelos (*Large Eddy Simulation*) (LES) e DNS retratam melhor as situações de turbulência, com as presenças visíveis de vórtices. Já o modelo RANS apresenta um método estático com aproximações por um fluxo médio, possuindo um custo menor em relação aos outros modelos.

Figura 21 – Solução de um escoamento turbulento de jato livre pelo método DNS, LES e RANS



Fonte: (ANSYS, 2016)

### 2.4.3 Modelos RANS

O modelo RANS (Simulação Numérica de Escoamentos turbulentos via equações médias de Reynolds) foca no fluxo médio e nos efeitos da turbulência nas propriedades médias do fluxo. Antes de sua aplicação, as equações de Navier-Stokes são calculadas a partir da média no tempo. Esse modelo utiliza a decomposição das variáveis do escoamento representando uma quantidade média e outra flutuante no tempo. As equações de Reynolds são estabelecidas a partir da decomposição de escalas variáveis de flutuação temporal. Os recursos computacionais necessários para cálculos de fluxo razoavelmente precisos são menores, então este método tem sido amplamente utilizado em cálculos de fluxo de engenharia nas últimas três décadas (Versteeg, 2007).

Segundo Franzoi (2022), para esse modelo é necessário a introdução de novas equações para completar o sistema. Sendo assim temos que a velocidade  $U_i$  pode ser dividida em um termo médio,  $\bar{U}_i$  e em um componente variante no tempo  $u'_i$ , como visto nas equações 2.4 e 2.5.

$$U_i = \bar{U}_i + u'_i(t) \quad (2.4)$$

$$\bar{U}_i = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} u'_i dt \quad (2.5)$$

No qual  $\Delta t$  é uma grande escala de tempo quando comparada as escalas das flutuações turbulentas, porém menor quando comparada a constante de tempo para cada uma das variações. Desta forma, temos as equações 2.6, 2.7 e 2.8 que podem ser utilizadas.

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\mu \frac{\partial U}{\partial x_i}) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (2.7)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i h) = \frac{\partial}{\partial x_i} (\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i}) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j \bar{\phi}) \quad (2.8)$$

Os termos  $\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)$  e  $(\rho \bar{u}_j \bar{\varphi})$  são conhecidos respectivamente como Tensores de Reynolds e Fluxos de calor turbulento descrevendo as flutuações causadas pela turbulência nas equações de transporte (Versteeg, 2007).

#### 2.4.3.1 *Modelo de turbulência k - ε*

O modelo k -  $\varepsilon$  de Launder e Spalding (1974), é um modelo baseado em duas equações de modelagem calculando a energia cinética turbulenta k, e sua taxa de dissipação  $\varepsilon$ , apresentado nas equações 2.9 e 2.10, respectivamente (Versteeg, 2007). Ou seja, ele assume que a viscosidade turbulenta está ligada à energia cinética turbulenta e a sua taxa dissipação que é dada pela equação 2.11, em que  $C_\mu$  é uma constante adimensional.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho k U) = \operatorname{div} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \operatorname{grad}(k) \right) + 2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - \rho \varepsilon \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \varepsilon U) = \operatorname{div} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \operatorname{grad}(\varepsilon) \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.10)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.11)$$

#### 2.4.3.2 *Modelo de turbulência SST K-ω*

Em 1992, Menter observou que os resultados do modelo k -  $\varepsilon$  tem desempenho insatisfatório no escoamento próximo a parede para camadas limites com gradiente de pressão adverso. Isso o levou a sugerir um modelo híbrido onde resolia o problema próximo a parede utilizando um modelo k -  $\omega$  e longe da parede assumia uma região totalmente turbulenta e utilizava o modelo k -  $\varepsilon$  para resolver. O cálculo dos tensores de Reynolds e a equação de k são igual ao descrito pelo modelo k -  $\omega$  de Wilcox, mas a equação de  $\varepsilon$  é transformada em uma equação  $\omega$  utilizando as equações 2.12 e 2.13 (Versteeg, 2007).

$$\varepsilon = k\omega \quad (2.12)$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho\omega U) &= \operatorname{div} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \right) \operatorname{grad}(\omega) \right] \\
&+ \gamma_2 \left( 2\rho S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) \\
&- \beta^2 \rho \omega^2 + 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k}
\end{aligned} \tag{2.13}$$

## 2.5 Ensaios mecânicos

Com o início da segunda revolução industrial pela metade do século XIX, o acesso a novas matérias-primas e o desenvolvimento dos processos de fabricação impulsionaram a criação de métodos padronizados de produção em todo o mundo. Ao mesmo tempo, desenvolveram-se processos e métodos mais rigorosos de controle de qualidade para os produtos, subsidiados por informações confiáveis de medição e ensaios (Hibbeler et al., 2004).

Em séculos passados, um desgaste prematuro que conduzisse à rápida quebra de uma ferramenta era o método racional para determinar a qualidade das peças, ou seja, a análise da qualidade das suas propriedades mecânicas e funções era baseada no comportamento do objeto depois de pronto. Essa mentalidade levava a elevados desperdícios de produção e baixa competitividade das empresas. Atualmente, entende-se que o controle de qualidade precisa começar pela matéria-prima e deve ocorrer durante todo o processo de produção, incluindo a inspeção e os ensaios finais nos produtos acabados (Hibbeler et al., 2004).

Os ensaios mecânicos podem ser aliados importantes na detecção e correção de rumos no planejamento de um produto. Segundo Souza (1982), os ensaios mecânicos podem ser divididos em duas categorias em relação à integridade: Ensaios destrutivos e ensaios não destrutivos. Os ensaios destrutivos consistem em testes que promovem a inutilização ou a ruptura da amostra do material, já os ensaios não-destrutivos são testes para monitoramento e inspeção das condições do material, e não comprometem ou interferem à integridade da amostra.

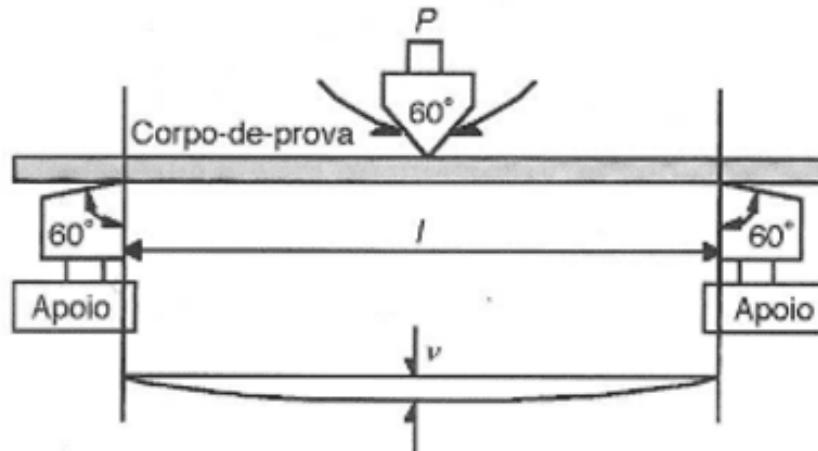
### 2.5.1 Ensaio de flexão a 4 pontos

O ensaio mecânico de flexão é um teste destrutivo que mede a resistência mecânica e ductilidade, geralmente utilizado em matérias frágeis ou de alta dureza como ferro fundido cinzento, cerâmicos, carbonetos sinterizados, aços-ferramenta e outros. O ensaio de flexão pode ser dividido em ensaio de flexão de três pontos e ensaio de flexão de quatro pontos. A diferença

entre eles é justamente a quantidade de apoios utilizados na aplicação da carga (Souza, 1982).

Segundo Souza (1982), o corpo de prova para o ensaio é constituído de uma barra de seção qualquer com o comprimento especificado, então, o teste consiste em apoiar o corpo de prova sob dois apoios distanciados entre si em uma distância conhecida. No caso do ensaio de flexão de 3 pontos a carga de flexão é aplicada no centro do corpo de prova, visto na Figura 22.

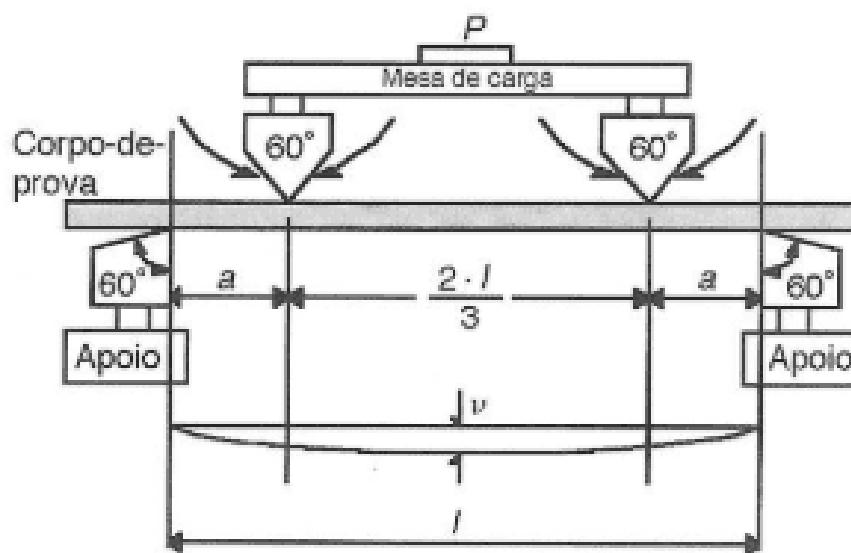
Figura 22 – Representação do ensaio de flexão de 3 pontos



Fonte: (SOUZA, 1982)

Para o ensaio de flexão de 4 pontos a carga dos dois apoios superiores é aplicada com uma distância de dois terços da distância fixada dos apoios inferiores, como é exibido na Figura 23. A carga aplicada ao ensaio deve ser elevada lentamente até romper o corpo de prova (Souza, 1982).

Figura 23 – Representação do ensaio de flexão de 4 pontos



Fonte: (SOUZA, 1982)

De acordo com American Society For Testing And Materials (2017), adaptando as equações de mecânica dos materiais para aplicação do ensaio mecânico de flexão, têm se que para calcular a resistência a flexão na carga de ruptura em ensaio de flexão de três pontos, se dá pela equação 2.14 e a equação 2.15 para calcular o módulo de Young, que mede a deflexão do corpo de prova durante a aplicação da carga.

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (2.14)$$

$$E = \frac{l^3}{4bh^3} \frac{\Delta P}{\Delta v} \quad (2.15)$$

Para medir a resistência a flexão na carga de ruptura máxima e o módulo de Young no ensaio de flexão de quatro pontos segue, respectivamente, as equações 2.16 e 2.17 (American Society For Testing And Materials, 2017).

$$\sigma = \frac{3Pa}{bh^2} \quad (2.16)$$

$$E = \frac{a}{4bh^3} (3l^3 - 4a^2) \frac{\Delta P}{\Delta v} \quad (2.17)$$

### 3 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS COM SISTEMAS COM APLICAÇÕES OU MOVIDOS A ENERGIA SOLAR: ANÁLISE BIBLIOMÉTRICA

#### 3.1 Resumo

Este trabalho retrata análise bibliométrica de drones com aplicação ou movidos a energia solar. O objetivo é conceber uma avaliação acerca das tendências de produções científicas na temática. O estudo se desenvolveu a partir da seleção e buscas nas bases *Scopus* e *Web of Science* com escolha de palavras-chave para criação do banco de dados. Realizou a unificação e remoção de duplicatas nos dados através de programa na linguagem R. Foram 404 documentos analisados, revelando os autores, países, periódicos e artigos mais relevantes. Os resultados da pesquisa confirmam a tendência de crescimento de pesquisas com essa temática e a China como a nação que mais publica e possui o autor com mais produções, além de possuir autoria nos artigos mais citados.

**Palavras-chave:** Bibliometria. Dados. Solar. Drone.

### 3.2 Introdução

Com o desenvolvimento constante das tecnologias que envolvem veículos aéreos não tripulados, os drones são amplamente utilizados nos campos da logística, geografia e comunicação. Outro campo de interesse dos pesquisadores é energias alternativas associadas a drones seja para mapeamento de fazendas de energia solar, monitoramento em parques eólicos ou dimensionamento de protótipos utilizando células solares. Essas inovações impactam diretamente na indústria, com desenvolvimento de novos produtos, e consequentemente, insumos para esses produtos. Para entender melhor o desenvolvimento dos drones nessas áreas, os pesquisadores fazem contribuições significativas para as revisões de aplicações (Long et al., 2023).

Segundo Araújo (2006) para avaliar produção científica existente sobre determinados assuntos são feitos estudos de análise bibliométrica, que são técnicas quantitativa e estatística que tem como finalidade medir os índices de produção e disseminação do conhecimento científico.

Esses estudos têm se popularizado entre os acadêmicos em função da grande quantidade de material bibliográfico que é produzido e disponibilizado atualmente, possuir uma visão resumida e sistematizada disso pode facilitar o entendimento e até mesmo apontar futuros caminhos de pesquisa. Os resultados de um estudo bibliométrico, podem auxiliar os pesquisadores que se deparam com uma nova temática. (Quevedo et al., 2016).

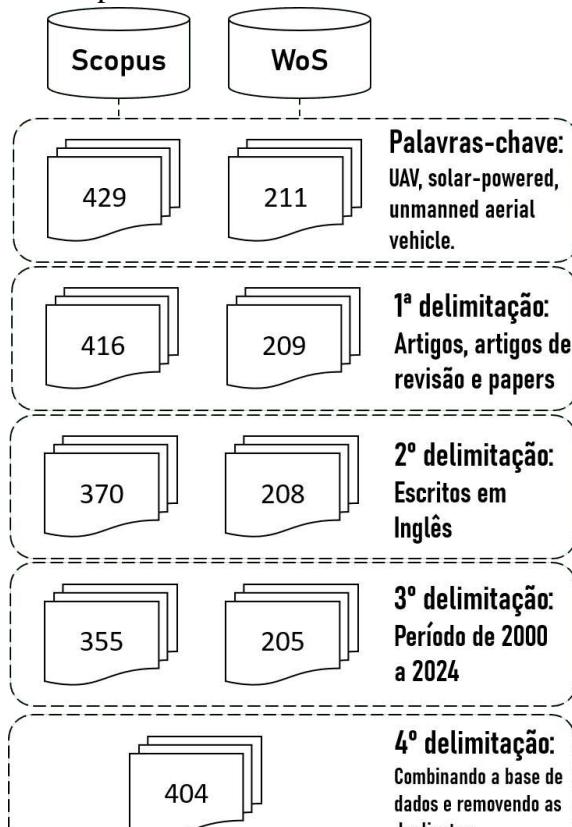
Esse presente capítulo tem como objetivo realizar uma análise bibliométrica com ênfase na utilização de drones associados a energia solar. A fim de avaliar as tendências e crescimento de publicações na área, além de consultar autores, periódicos e países destaque em produções e publicações científicas.

### 3.3 Metodologia

Foram escolhidas as bases da *Scopus* e *Web of Science* para formação do banco de dados para realizar a análise bibliométrica. Para acessar essas plataformas utilizou o sistema da CAPES.

A Figura 24 representa um fluxograma ilustrando a aquisição de dados tanto na base *Scopus* como na *Web of Science*. Inicialmente, foi selecionado as palavras-chave que podem aparecer no título, resumo ou nas palavras-chave. As palavras selecionadas foram: *UAV*, *solar-powered* e *unmanned aerial vehicle*, sendo obrigatória a presença das três palavras na pesquisa, resultou em 429 arquivos na *Scopus* e 211 na *Web of Science*.

Figura 24 – Passos para formação do banco de dados para análise

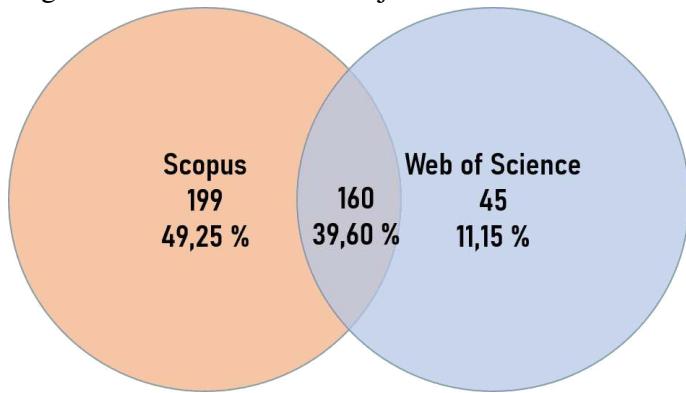


Fonte: Elaborado pelo autor

A primeira delimitação foi o tipo de documento na pesquisa podendo ser artigo, artigo de revisão ou *papers*, o que diminui para 416 na Scopus e 209 na Web of Science. A segunda delimitação foi que os documentos obrigatoriamente devem estar em inglês. A terceira limitação foi o ano de publicação estar na faixa temporal de 2000 até 2024, retornando 355 na Scopus e 205 na Web of Science. No último filtro foram unificadas as bases de dados das duas bases e removido os documentos que duplicados. Portanto, foram retornados 404 documentos para análise.

Para realizar a combinação e remoção de duplicatas foi utilizado um código de programação no *software Rstudio* no apêndice (A), em que além de combinar os documentos e remover os duplicados, permite o acesso a plataforma bibliometrix que fornece dados necessários para análise como: autores com mais produzem, produções por países, periódicos com mais publicações e entre outros. A Figura 25 representa o conjunto de documentos referente apenas a base Scopus e a base Web of Science e os arquivos presentes nas duas bases, sendo 160 documentos.

Figura 25 – Amostra dos conjuntos das bases de dados



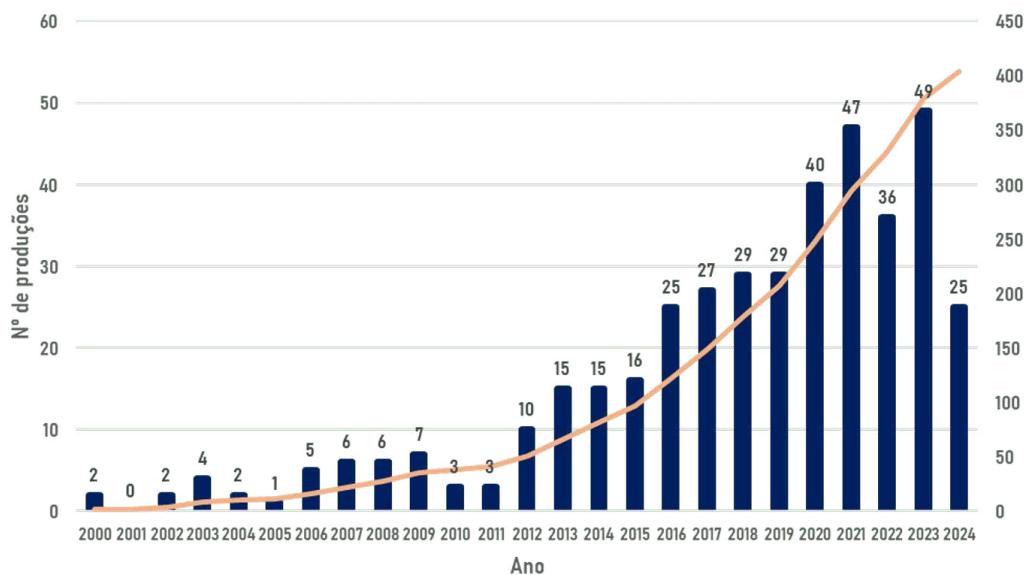
Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.4 Resultados e discussões

#### 3.4.1 Produção de artigos por ano

A Figura 26 apresenta as produções em cada ano através das barras azuis e a linha em rosa representa o somatório de produções nos anos de 2000 até 2024. A partir de 2010 houve um crescimento nas produções atingindo em 2021 o valor de 47 produções por ano e um somatório de 249 documentos, com uma queda no ano de 2022 para 36 produções, porém já com uma retomada com o valor máximo no ano de 2023 com 49 publicações. Esse comportamento é justificado pelo crescimento e acessibilidade do uso de drones em diversos tipos de cenários, além do advento aparente das tecnologias solares nos últimos 10 anos.

Figura 26 – Produção anual das pesquisas



Fonte: Elaborado pelo autor

A faixa temporal de 2020 até 2024 abrange 197 arquivos, cerca de 48,76% das produções, o ano de 2024 foi considerado apenas até o mês de maio a tendência é que esse valor ultrapasse mais da metade das produções.

### 3.4.2 *Distribuição por países*

A Tabela 5 exibe os 15 países que mais produziram trabalhos e que possuiram maiores citações. A China lidera com 162 artigos, cerca de 40% das produções analisadas, com o maior número de citações com o valor de 782. Portanto, isso demonstra o potencial acadêmico e tecnológico dessa nação frente a esse tema.

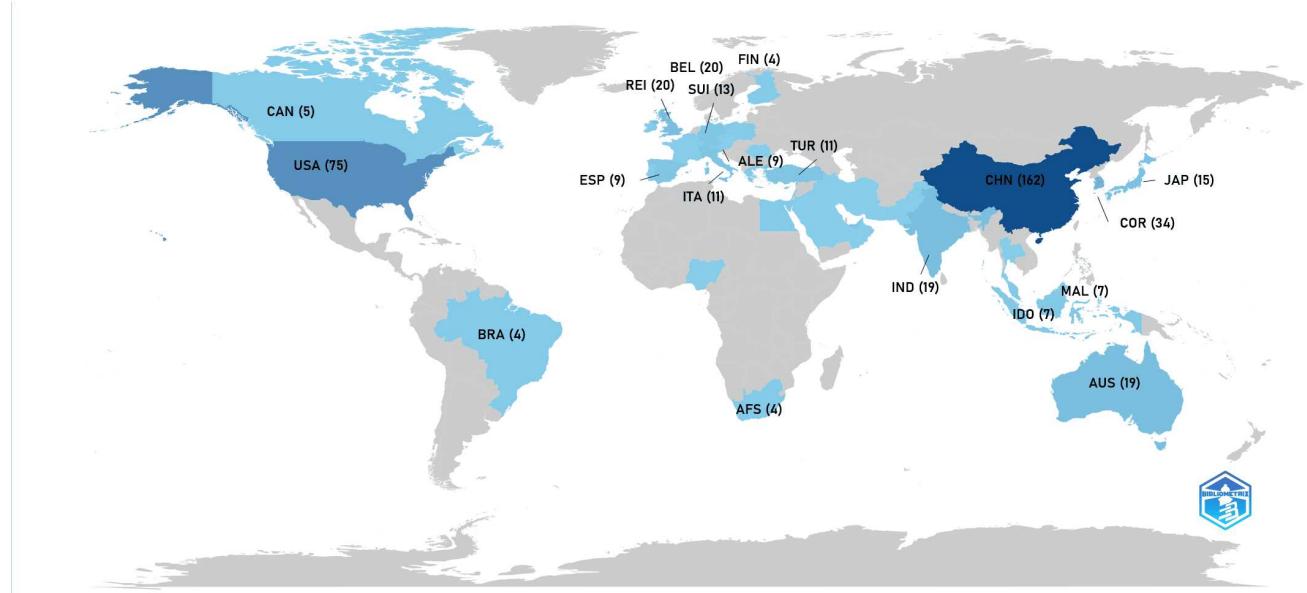
Tabela 5 – Países por produções

Nº	País	Artigos	Citações
1	China	162	782
2	Estados Unidos	75	632
3	Coreia	34	359
4	Reino Unido	20	24
5	Austrália	19	98
6	Índia	19	91
7	Japão	15	66
8	Suíça	13	290
9	Itália	11	149
10	Turquia	11	24
11	Alemanha	9	313
12	Espanha	9	59
13	Emirados Árabes Unidos	8	46
14	Malásia	7	88
15	Indonésia	7	3

Fonte: Elaborado pelo autor

Outro detalhe interessante é a Alemanha que está na 11<sup>a</sup> posição e a Suíça que está em 8º lugar que possuem mais citações que o Reino Unido que está em 4º. Exalta uma maior relevância desses artigos produzidos na Alemanha e na Suíça em relação aos artigos do Reino Unido.

Figura 27 – Mapa mundi de produções por países

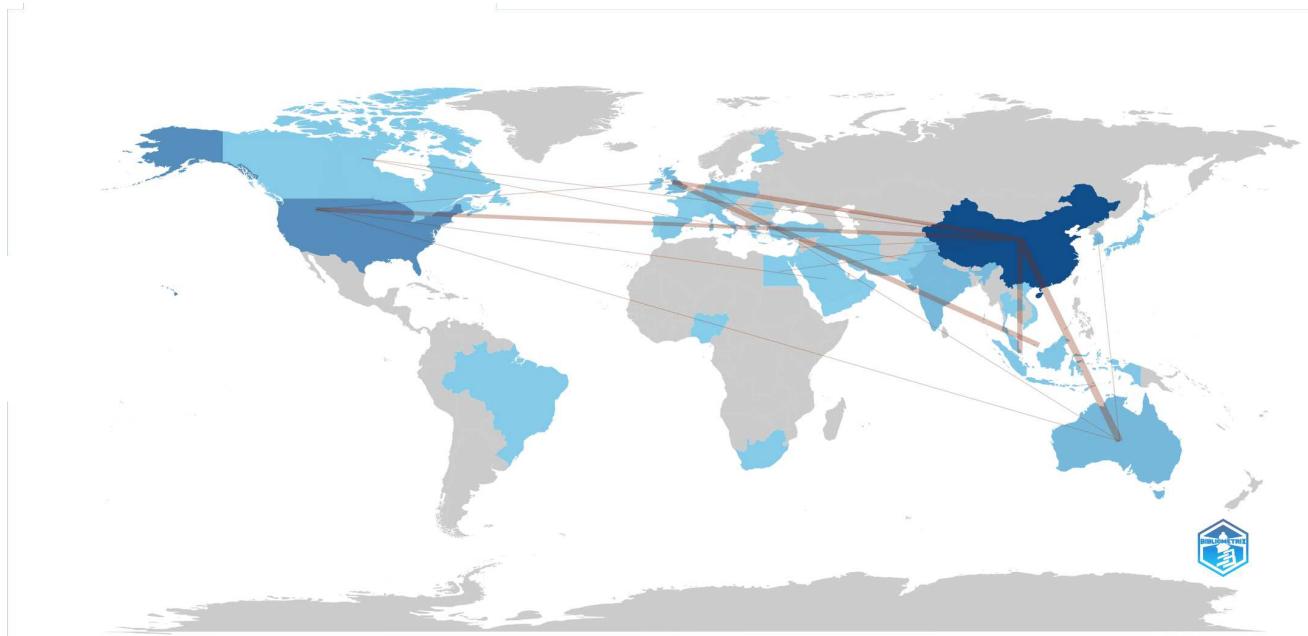


Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 27 mostra o mapa global dos países que produziram trabalhos referente ao tema no intervalo de tempo de 2000 a 2024. Os países que estão com o azul mais escuro foram os que produziram mais, como por exemplo a China com 162 trabalhos, já os que possuem um tom de azul mais claro que tiveram menos produções, a exemplo do Brasil com apenas 4 produções.

O mapa exibe que existem pesquisas nos 5 continentes, porém com uma ênfase maior no continente asiático, presente na maioria dos países europeus porém com poucas publicações e por fim, abrangente nos Estados Unidos, o segundo país com maiores números de publicações. Esses resultados podem ser explicados, pois a China é a maior produtora de equipamentos com tecnologia de energia solar, além de possuir a maior capacidade instalada mundial de energia solar fotovoltaica, portanto, é necessário utilização de drones para rastreamentos de fazendas solares e inovações em sistemas de alimentação híbridos utilizando energia solar em drone. Outro fator interessante é o interesse bélico dessas nações, visto que os drones vem a cada dia mais ganhando espaço na indústria bélica com diversas inovações.

Figura 28 – Conexões de publicações entre países



Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 28 mostra as conexões de produções científicas com colaboração entre países, em que as linhas mais espessas retratam maiores conexões. Pode-se ressaltar 3 conexões mais intensas, a com maior frequência é da China com Austrália com 6 publicações, a Austrália por possuir o maior consumo de energia solar per capita mundial impacta diretamente no interesse de estudos e parceria com a China, que possui maior produção de tecnologia de energia solar do mundo. As outras duas conexões mais frequentes são China-Singapura e Reino Unido-Malásia.

### 3.4.3 Distribuição por organizações

A Tabela 6 retrata as 13 instituições que mais produziram trabalhos e seu país correspondente. Percebe-se que a China lidera com as 4 afiliações que mais publicaram, sendo a Universidade de Beihang a líder com 54 produções. No total, a China possui 6 instituições dentro as 13 listadas, cerca de 46%, em segundo está o Reino Unido com duas instituições e somando 18 trabalhos dos 189 listados na tabela.

Tabela 6 – Afiliações por produções

Nº	Afiliações	Artigos	País
1	Universidade de Beihang	54	China
2	Universidade Politécnica do Noroeste	35	China
3	Instituto de Engenharia Termofísica	14	China
4	Universidade Agrícola da China	13	China
5	Universidade Cranfield	10	Reino Unido
6	Universidade Sains	10	Malásia
7	Universidade Nacional de Chonbuk	8	Coreia
8	Universidade Fudan	8	China
9	Universidade Técnica de Munique	8	Alemanha
10	Universidade do Novo Sul de Gales	8	Reino Unido
11	Universidade Nacional de Defesa Tecnológica	7	China
12	Politécnico de Torino	7	Itália
13	Universidade de Illinois de Urbana-Champaign	7	Estados Unidos

Fonte: Elaborado pelo autor

#### 3.4.4 Distribuição por autores

A Tabela 7 exibe os 14 autores que possuem o maior número publicações na temática e sua respectiva afiliação. O autor que mais publicou pertence a uma afiliação localizada na China, que é a segunda afiliações com mais publicações. Dos autores listados, dez deles pertencem a afiliações chinesas ressaltando o interesse chinês em produções nessa área.

Tabela 7 – Autores por produções

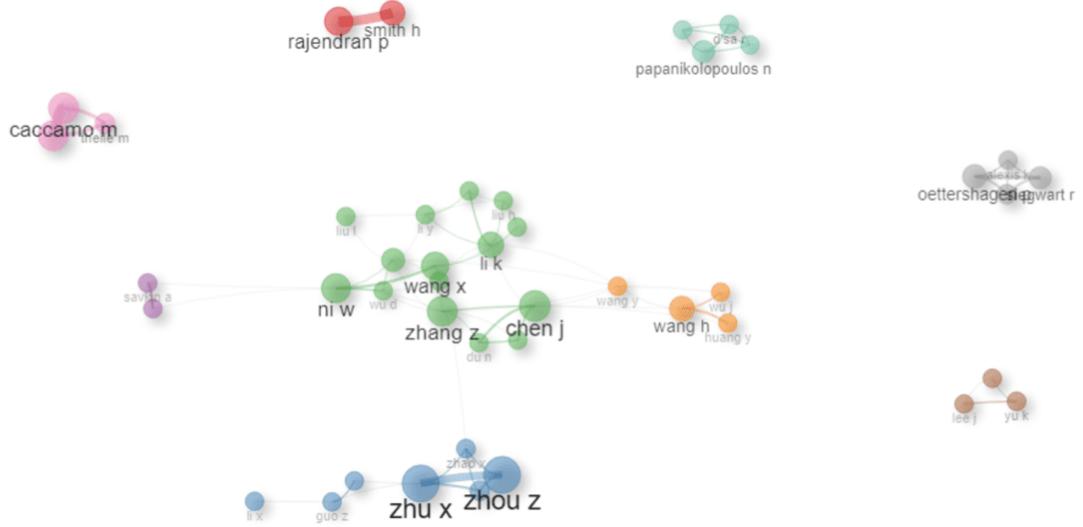
Nº	Autores	Publicações	Afiliação
1	Zhou Z	13	Universidade Politécnica do Noroeste, China
2	Rajendran P	12	Universidade Sains Malásia, Malásia
3	Zhu X	11	Universidade Nacional de Defesa Tecnológica, China
4	Caccamo M	10	Universidade de Illinois de Urbana-Champaign, Estados Unidos
5	Chen J	10	Universidade Tsinghua, China
6	Dantsker O	10	Universidade de Illinois de Urbana-Champaign, Estados Unidos
7	Ni W	10	Instituto de Engenharia Termofísica, China
8	Smith H	10	Universidade de Cranfield, Reino Unido
9	Wang X	10	Universidade Fudan, China
10	Wang H	9	Universidade de Beihang, China
11	Zhang Z	9	Instituto de Engenharia Termofísica, China
12	Li K	8	Universidade de Beihang, China
13	Ma X	8	Instituto de Engenharia Termofísica, China
14	Yu K	8	Universidade Nacional de Chonbuk, China

Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 29 exibe as conexões existentes de colaborações entre os autores, sendo vistas 9 grupos separados e diferenciados por uma cor. Cerca de 76 autores possuem 4 publicações ou mais, e apenas 14 possuem oito publicações ou mais. Dentre esses grupos, três deles se destacam, o verde que possui maior número de colaboradores e todos eles de afiliações chinesas,

o grupo azul que possui o autor com maior número de publicações e o conjunto abrange apenas autores de afiliações chinesas e o grupo vermelho em que apresenta apenas dois autores, porém um deles é o segundo que mais publicou e possuem forte correlação, sendo de afiliações da Malásia e do Reino Unido.

Figura 29 – Conexão de coautoriais



Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.4.5 Distribuição por periódicos

A Tabela 8 mostra os dez periódicos que mais possuem publicações do tema, em primeiro está a revista *Energies* com 10 artigos, apesar de ser um periódico bem influente, o fator de impacto está com um valor inferior aos de outras revistas apresentadas na tabela. A revista *IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems* possui o maior fator de impacto dos periódicos analisados, porém está em último na quantidade de artigos.

Tabela 8 – Periódicos por produções

Nº	Revista	Artigos	Fator de Impacto(2023)	País
1	Energies	10	3.0	Suíça
2	Drones	9	4.4	Suíça
3	IEEE Access	9	3.4	Estados Unidos
4	Proceedings Of Spie - The International Society For Optical Engineering	9	-	Estados Unidos
5	Applied Mechanics And Materials	7	-	Suíça
6	IEEE Aerospace Conference Proceedings	7	-	Estados Unidos
7	Aerospace Science And Technology	6	5.0	França
8	Aircraft Engineering And Aerospace Technology	6	1.2	Inglaterra
9	Aerospace	5	2.1	Suíça
10	IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems	5	5.1	Estados Unidos

Fonte: Elaborado pelo autor

Nota: Fator de impacto que está com "-" são artigos publicados em congresso ou não estavam cadastrados no *Journal Citation Reports (JCR)*.

Em relação aos países sede dos periódicos a maioria está na Suíça ou Estados Unidos, apesar de que a maioria dos autores e afiliações serem associados a China. Em relação a periódicos a concentração dos países sede são relevantes continente europeu e Estados Unidos.

### 3.4.6 Artigos mais citados

A Tabela 9 apresenta os 10 artigos mais citados na análise, sendo no total 5388 citações e 404 artigos. O artigo com mais citação foi *Imaging From An Unmanned Aerial Vehicle Agricultural Surveillance And Decision Support* apesar de ser publicado há 20 anos atrás em 2004, possui cerca de 354 citações e representando cerca de 6,57% das citações total, evidencia como um artigo base para estudos nessa temática tanto pela relevância como sendo um dos trabalhos pioneiros na área. Esse artigo retrata um estudo de caso em uma fazenda no Hawaii, Estados Unidos, que utiliza de um veículo aéreo não tripulado para geração de imagens e análise da topografia para auxílio em tomada de decisão de aspectos técnicos agrícolas no local.

Tabela 9 – Artigos mais citados

Nº	Título	Periódico	Ano	Citações	Citações por ano	% Citações
1	Imaging From An Unmanned Aerial Vehicle Agricultural Surveillance And Decision Support	Computers And Electronics In Agriculture	2004	354	16.857	6,57%
2	Optimal 3D trajectory Design And Resource Allocation For Solarpowered Uav Communication Systems	Ieee Transactions On Communications	2019	310	51.667	5,75%
3	Path Planning For Solar-powered Uav In Urban Environment	Neurocomputing	2018	127	18.143	2,36%
4	Solarpowered Airplanes A Historical Perspective And Future Challenges	Progress In Aerospace Sciences	2014	124	11.273	2,30%
5	Autonomous Gas Detection And Mapping With Unmanned Aerial Vehicles	Ieee Transactions On Instrumentation And Measurement	2016	120	13.333	2,23%
6	Development And Integration Of A Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle And A Wireless Sensor Network To Monitor Greenhouse Gases	Sensors (Switzerland)	2015	116	11.600	2,15%
7	Solarpowered Aircraft Energyoptimal Path Planning And Perpetual Endurance	Journal Of Guidance, Control, And Dynamics	2009	115	7.188	2,13%
8	Solar Powered Uav Design And Experiments	Ieee International Conference On Intelligent Robots And Systems	2015	91	9.100	1,69%
9	Optimal Path Planning Of Solarpowered Uav Using Gravitational Potential Energy	Ieee Transactions On Aerospace And Electronic Systems	2017	86	10.750	1,60%
10	Design Of Small Handlaunched Solarpowered Uavs From Concept Study To A Multiday World Endurance Record Flight	Journal Of Field Robotics	2017	82	10.250	1,52%

Fonte: Elaborado pelo autor

O segundo artigo mais citado foi *Optimal 3D trajectory Design And Resource Allocation For Solarpowered Uav Communication Systems* com 310 citações, sendo 5,75% das citações. O trabalho apresenta uma análise de um projeto de algoritmo de alocação de recursos para sistemas de comunicação de veículos aéreos não tripulados movidos a energia solar. Os outros artigos já possuem menor quantidade de citações e os dois primeiros artigos somam 12,32% das citações.

### 3.5 Conclusões

Este capítulo desenvolveu uma análise bibliográfica de pesquisas relacionadas a drones associados a tecnologias com energia solar, através de duas bases de dados e remoção de duplicatas. Com base nos resultados obtidos, o trabalho conseguiu alcançar os objetivos de avaliar as tendências e crescimento de publicações na área, apresentando os cenários em uma faixa temporal específica. As publicações nessa temática estão cada vez mais se desenvolvendo sendo nos últimos 4 anos responsável por cerca de 48,76% das produções em uma faixa temporal de 24 anos.

A China foi o país com maiores produções associadas cerca de 40% dos trabalhos, além de possuir a maior quantidade de publicações em conjuntos com outros países, sendo 6 com Austrália e 4 com Singapura. As quatro instituições que mais produziram nessa temática pertencem a China, sendo cerca de 46% das publicações listadas. A China também lidera no autor que possui mais trabalhos nessa área com 13 publicações e afiliado a Universidade Politécnica do Noroeste, localizada em Xi'an, essa instituição é caracterizada pela pesquisa científica com ênfase em aviação, aeroespacial e navegação. Portanto, é evidente o interesse e alocação de investimentos dessa nação em relação a pesquisas sobre essa temática.

Quanto à origem dos periódicos que abordam esse tema, os periódicos com mais publicações estão sediados na Europa e Estados Unidos, regiões que possuem periódicos de maiores impactos. As áreas mais atuantes dos periódicos são energia e aviação. Os dois artigos mais citados retratam estudo de caso de geração de imagens por drone com auxílio de energia solar e análise de um projeto de algoritmo para sistema de comunicação em um drone híbrido, respectivamente.

## 4 SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS EM CFD DE TRÊS PROTÓTIPOS PROPOSTOS POR VELANDIA(2018)

### 4.1 Resumo

Este trabalho retrata simulações fluidodinâmicas computacionais dos três protótipos de drones propostos e fabricados por Velandia (2018) utilizando o software *Ansys Fluent* e o modelo de turbulência SST K- $\omega$ . O objetivo é avaliar o desempenho aerodinâmico dos protótipos com aquisição de dados de coeficiente de sustentação, coeficientes de arrasto e análise das linhas de corrente. O estudo se desenvolveu a partir da modelagem dos 3 protótipos no software *Solidworks*, preparação da geometria no ambiente de *Spaceclaim*, geração e refino da malha, definição e especificação das condições de contorno e análise do pós-processamento. Foram calculadas as forças de arrasto e sustentação dos três modelos, com esses dados foi calculado a velocidade máxima em voo reto nivelado como dado de comparação de desempenho. Foram plotados gráficos de pressão, velocidade e fluxo de linhas de corrente. Os resultados das simulações confirmam que os protótipos com baixos desempenhos aerodinâmicos, devido as geometrias propostas, geram forte ação de vácuo e vórtices na região traseira do protótipo. O drone 2.0 possui menor coeficiente de arrasto de 2,69 e o drone 3.0 possui o maior coeficiente de arrasto de 3,52 dos modelos analisados.

**Palavras-chave:** Simulação. Aerodinâmica. Protótipo. Drone.

## 4.2 Introdução

Durante a crise do petróleo na década de 1970, a energia solar, utilizada por meio de células fotovoltaicas, foi reconhecida como uma fonte alternativa de energia para os seres humanos. No entanto, o interesse pela energia solar diminuiu à medida que os preços do petróleo caíram Zhu et al. (2014). As células solares são utilizadas em uma variedade de aplicações, desde o fornecimento de energia para relógios e calculadoras até o carregamento de baterias para barcos e sistemas de comunicação, além de sistemas de geração de energia em média escala (Duffie et al., 2020). As células solares fotovoltaicas geralmente fornecem energia para satélites de órbita baixa devido à sua operação em altitudes menores, implantação mais fácil, monitoramento de alta resolução, cobertura mais frequente e menor custo (Abdulrahman et al., 2025). Uma aplicação popular é no setor de mobilidade, incluindo os VANTs (Veículos Aéreos Não Tripulados). Isso ocorre porque as aeronaves movidas a energia solar são impulsionadas por um sistema de propulsão elétrica alimentado por energia solar ilimitada, que é de baixo custo, ecologicamente correta e energeticamente eficiente (Gang, 2018)

As células solares fotovoltaicas são uma fonte de energia renovável que converte diretamente a luz solar em eletricidade para a propulsão de VANTs (Lei, 2014). Os painéis solares geralmente são usados em drones de asa fixa, pois exigem uma grande superfície para os painéis, mas também podem ser utilizados para aumentar o alcance de drones do tipo rotor (Townsend et al., 2020). De acordo com Boucher (1984), uma das primeiras aplicações na aviação ocorreu em 1974, quando foi desenvolvida a primeira aeronave movida a energia solar, chamada SUNRISE I foi construída e pilotada por Robert J. Boucher, da Astro Flight Inc. Em 2015, a aeronave movida a energia solar SOLAR IMPULSE HB-SIB completou um voo ao redor do mundo.

Um veículo aéreo não tripulado (VANT) é um robô voador que pode operar de forma autônoma ou ser controlado remotamente para realizar uma missão específica (Hassanalian, 2017). Nos últimos anos, a demanda por VANTs em diversas aplicações—seja comercial, recreativa ou pública cresceu dez vezes. Atualmente, essa demanda é impulsionada principalmente pelo uso militar, mas espera-se que migre exponencialmente para aplicações recreativas e públicas (Townsend et al., 2020). Esses veículos são preferidos devido às suas vantagens, como maior tempo de voo, operação sem tripulação, capacidade de decolagem e pouso vertical, alta manobrabilidade e a possibilidade de realizar missões perigosas (Paz et al., 2020). Muitos estudos se concentram na melhoria do desempenho de voo de VANTs de asa fixa. Essas pesquisas incluem

investigações sobre asas e pontas de asas, além do estudo de componentes dos VANTs que afetam seu desempenho de voo (Inan, 2024).

Sistemas de energia híbridos combinam múltiplas fontes de energia para superar essas limitações e melhorar a eficiência geral. As tecnologias para propulsão e componentes de aeronaves oferecem um maior alcance de voo e redução de emissões. A hibridização tem o potencial de minimizar o custo do sistema, o volume e o peso, ao mesmo tempo em que melhora a eficiência (Pan et al., 2019).

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é particularmente valiosa, pois fornece informações detalhadas sobre problemas complexos de escoamento e visualiza fenômenos de fluxo, ampliando a compreensão além dos métodos experimentais tradicionais (Arafat et al., 2025). Análises de CFD foram realizadas para determinar a resposta dinâmica de um veículo aéreo não tripulado (VANT) (Sandoval et al., 2015). Na análise de CFD da aerodinâmica de um VANT, a geometria é dividida em pequenos elementos, conhecidos como malha, para definir o domínio computacional e discretizar as equações governantes para soluções numéricas (Tu et al., 2023). A escolha dos modelos de turbulência, dos esquemas numéricos e dos algoritmos afeta significativamente a precisão da simulação, sendo a resolução da malha um fator particularmente crítico (Takizawa et al., 2015).

O modelo RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) foca no escoamento médio e nos efeitos da turbulência sobre as propriedades médias do fluxo. Esse modelo utiliza a decomposição das variáveis do escoamento, representando uma quantidade média e uma componente flutuante dependente do tempo. O modelo  $k - \varepsilon$  é um modelo de turbulência baseado em duas equações que calcula a energia cinética turbulenta  $k$  e sua taxa de dissipação  $\varepsilon$  (Versteeg, 2007). Já o modelo de turbulência SST  $k-\omega$  é um modelo de viscosidade turbulenta que combina o modelo  $k-\omega$  para a camada limite interna e o modelo  $k-\varepsilon$  para a região externa e fora da camada limite (Sudirman et al., 2025).

Este estudo tem como objetivo analisar o desempenho aerodinâmico de três protótipos propostos por Velandia (2018), adquirindo dados sobre os coeficientes de sustentação e arrasto, além de analisar as linhas de escoamento por meio de simulações de CFD com condições de contorno bem definidas, utilizando o modelo de turbulência SST  $k-\omega$ . O objetivo é avaliar o comportamento aerodinâmico e as possibilidades de voo dos protótipos.

### 4.3 Metodologia

Para análise dos protótipos anteriores, foi feita uma análise aerodinâmica estática utilizando CFD para o cálculo de arrasto, utilizando o software Ansys Fluent. Na Figura 30 é apresentado um fluxograma para realização das simulações. A hipótese utilizada é que o drone está na situação de voo reto nivelado considerando a angulação máxima.

Figura 30 – Fluxograma - Simulação Computacional



Fonte: Elaborado pelo autor

Para a análise de desempenho foi utilizado um método iterativo o qual estipula uma faixa de velocidade para calcular a força resultante conforme o diagrama de corpo livre descrito na Figura 31. A Equação 4.1, define o equilíbrio dinâmico do sistema.

$$F_D - T_{RX} = ma \quad (4.1)$$

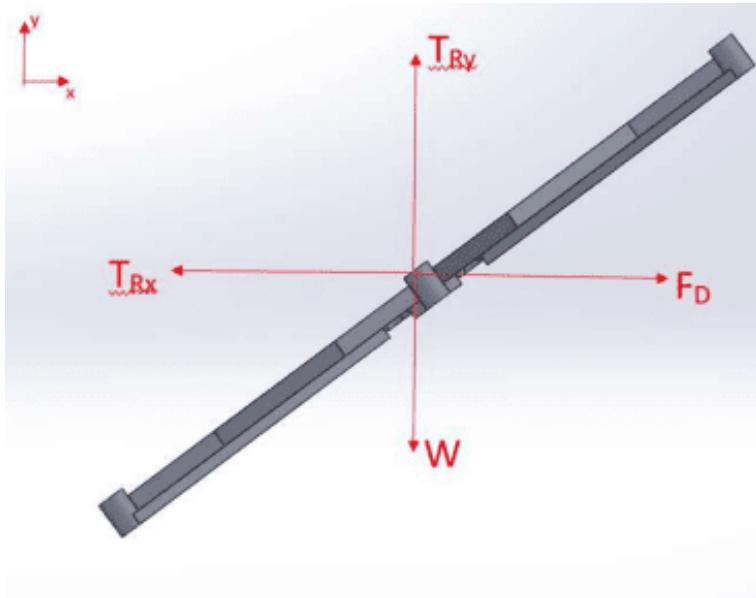
Onde:  $F_D$  = Força de sustentação (N);

$T_{RX}$  = Tração resultante no eixo X (N);

$m$  = Massa (kg);

$a$  = Aceleração ( $m/s^2$ )

Figura 31 – Diagrama de corpo livre para análise de desempenho



Fonte: Elaborado pelo autor

A Equação 4.2 mostra que o arrasto varia conforme é aumentada a velocidade, a tração horizontal (TRx), considerando um voo reto nivelado, permanece constante durante o voo pois a tração vertical (TRy) não pode ultrapassar o peso (W). Assim, quando a força resultante na Equação 4.1 for igual a zero, o valor de velocidade utilizado para o cálculo de arrasto será a máxima.

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 \quad (4.2)$$

Onde:  $F_D$  = Força de sustentação (N);

$C_D$  = Coeficiente de sustentação;

$\rho$  = Densidade (kg/m<sup>3</sup>);

$V$  = Velocidade (m/s)

#### 4.3.1 Drone 1.0

O drone 1.0 foi dimensionado seguindo uma estrutura adquirida comercialmente, no qual possui um chassi para 6 motores. Foram utilizadas lâminas de isopor para fazer a conexão e associação das células fotovoltaicas. O motor utilizado foi um Emax Mt2213/935Kv equipado com hélice 1045, este conjunto possui empuxo máximo de 750 gf, devido aos 6 motores a tração

máxima obtida é de 4500 gf. Esse modelo ficou com uma massa total de 1885 gf (Velandia, 2018). A Figura 32 apresenta o Drone 1.0 fabricado em um dia de teste.

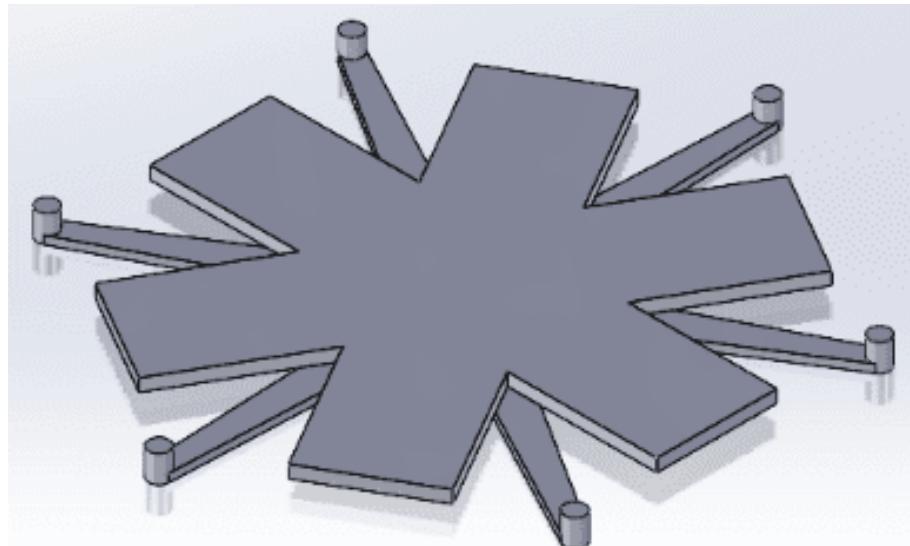
Figura 32 – Drone 1.0 em dia de teste



Fonte: (VELANDIA, 2018)

Para iniciar a simulação foi realizada a modelagem da geometria em 3D no Solidworks do chassis do protótipo. A Figura 33 apresenta o protótipo modelado.

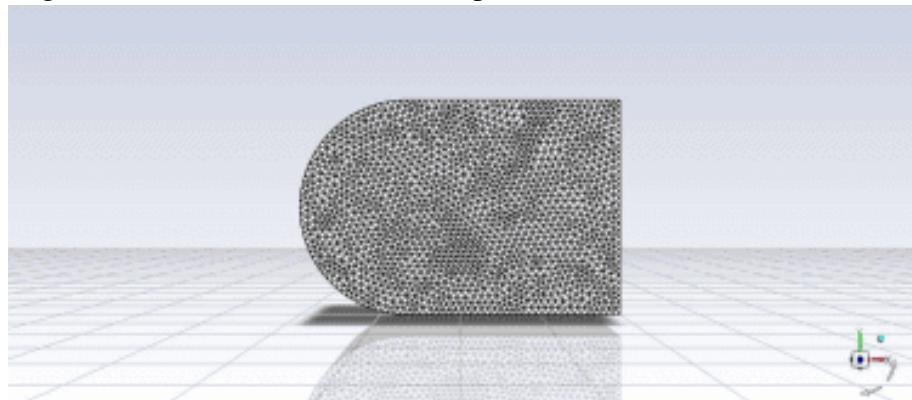
Figura 33 – Drone 1.0 modelado em Solidworks



Fonte: Elaborado pelo autor

Para o pré processamento, foi gerada uma malha mista discretizada a partir de elementos tetraédricos conforme a Figura 34 utilizando um domínio de dimensões gerais de 12 metros de comprimento, 8 metros de largura e 8 metros de altura de forma a não causar influência na análise.

Figura 34 – Malha no domínio computacional (Drone 1.0)



Fonte: Elaborado pelo autor

Nos contornos da geometria foi utilizado elementos hexagonais, com um tamanho de elemento de 0,5 mm para descrever da melhor forma do contorno da geometria. A Tabela 10 apresenta as características da malha gerada.

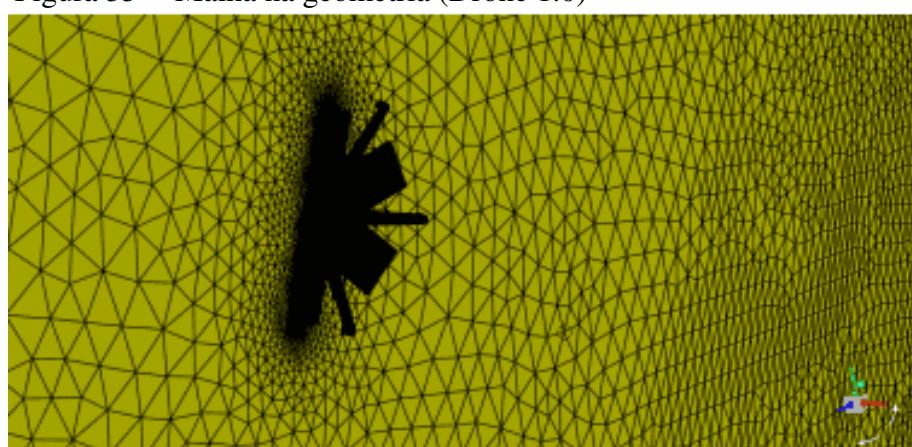
Tabela 10 – Características da malha  
(Drone 1.0)

Geometria dos elementos	Tetraedricos
Número de nós	3.706.462
Número de elementos	17.606.457

Fonte: Elaborado pelo autor

Como a geometria é simétrica, foi modelado apenas um lado como forma de economizar recursos computacionais. Foi aplicada angulação máxima de 65,3°, calculada a partir da massa do drone e tração máxima utilizando a equação 2.7 , dado a consideração de voo reto nivelado. A Figura 35 retrata o modelo da geometria alocada no domínio computacional.

Figura 35 – Malha na geometria (Drone 1.0)

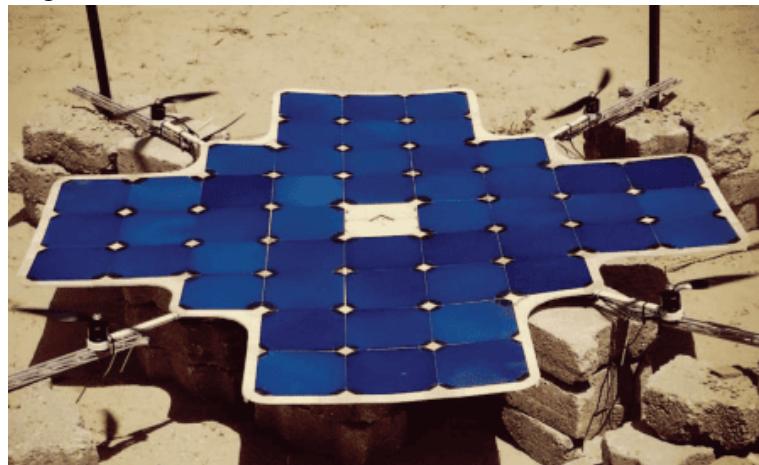


Fonte: Elaborado pelo autor

#### 4.3.2 *Drone 2.0*

O drone 2.0 foi projetado com 4 motores e a estrutura foi construída utilizando madeira balsa, para acomodação das células solares, e PLA para a estrutura do chassi. Também foi utilizado o motor Emax Mt2213/935Kv equipado com hélice 1045, com a tração máxima total de 3000 g. Esse modelo ficou com uma massa total de 1504 g (Velandia, 2018). A Figura 36 apresenta o Drone 2.0 fabricado em um dia de teste.

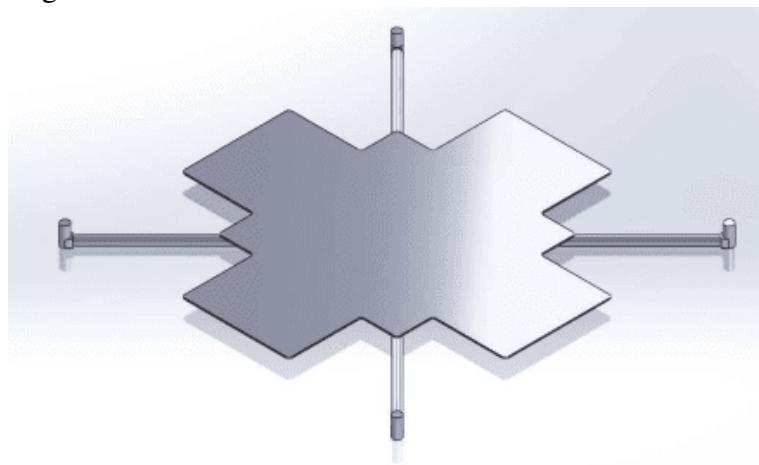
Figura 36 – Drone 2.0 em dia de teste



Fonte: (VELANDIA, 2018)

Para iniciar a simulação do Drone 2.0 foi realizada a modelagem da geometria em 3D no Solidworks do chassi do protótipo. A Figura 37 apresenta o protótipo modelado.

Figura 37 – Drone 2.0 modelado em Solidworks

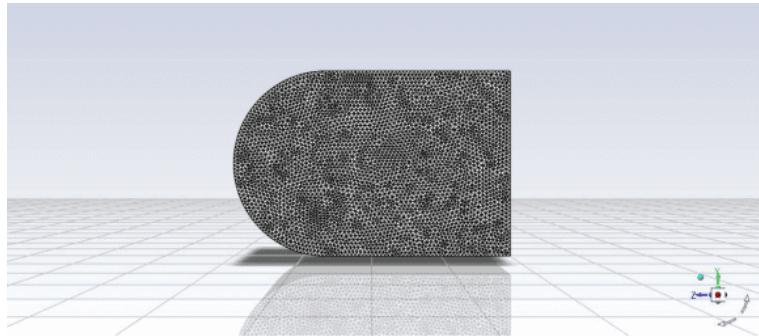


Fonte: Elaborado pelo autor

Para o pré processamento, foi gerada uma malha mista discretizada a partir de elementos tetraédricos conforme a Figura 38 utilizando um domínio de dimensões gerais de

15 metros de comprimento, 10 metros de largura e 10 metros de altura de forma a não causar influencia na análise.

Figura 38 – Malha no domínio computacional (Drone 2.0)



Fonte: Elaborado pelo autor

Nos contornos da geometria foi utilizado elementos hexagonais, com um tamanho de elemento de 1 mm para descrever da melhor forma do contorno da geometria. A Tabela 11 apresenta as características da malha gerada.

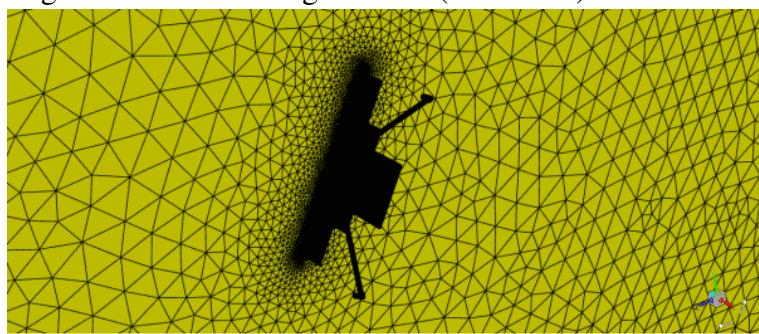
Tabela 11 – Características da malha  
(Drone 2.0)

Geometria dos elementos	Tetraedricos
Número de nós	2.545.859
Número de elementos	7.574.182

Fonte: Elaborado pelo autor

Como a geometria é simétrica, foi modelado apenas um lado como forma de economizar recursos computacionais. Foi aplicada angulação máxima de 59,91°, calculada a partir da massa do drone e tração máxima utilizando a Equação 2.7 , dado a consideração de voo reto nivelado. A Figura 39 retrata o modelo da geomtria alocada no domínio computacional.

Figura 39 – Malha na geometria (Drone 2.0)

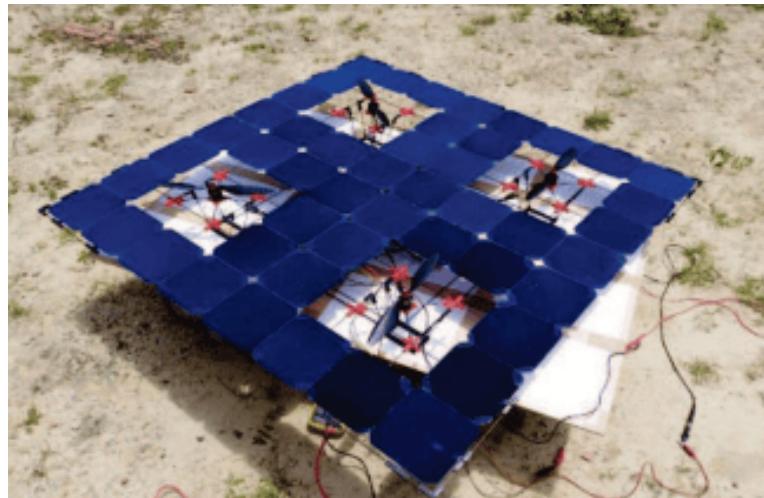


Fonte: Elaborado pelo autor

#### 4.3.3 *Drone 3.0*

O drone 3.0 foi projetado com 4 motores e a estrutura foi construída utilizando tubos de fibra de carbono com junções em PLA para a união dos tubos, o chassi possui formato quadrado em dimensões de 1 metro por 1 metro. Também foi utilizado o motor Emax Mt2213/935Kv equipado com helice 1045, com a tração máxima total de 3000 gf. Esse modelo ficou com uma massa total de 1140 g (Velandia, 2018). A Figura 40 apresenta o Drone 3.0 em um dia de teste.

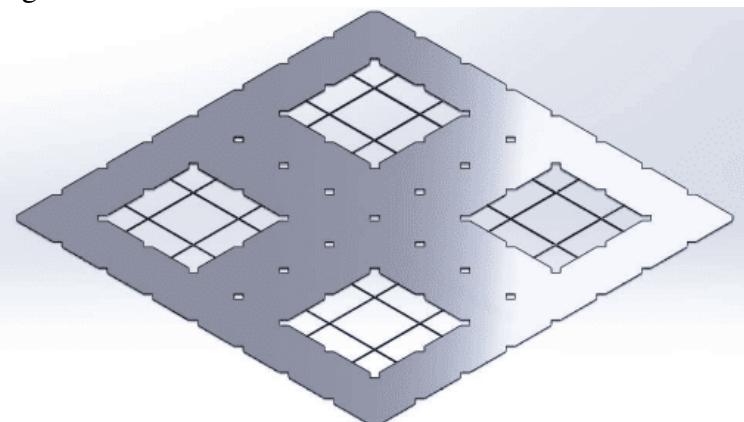
Figura 40 – Drone 3.0 em dia de teste



Fonte: (VELANDIA, 2018)

Para iniciar a simulação do Drone 3.0 foi realizada a modelagem da geometria em 3D no Solidworks do chassi do protótipo. A Figura 41 apresenta o protótipo modelado.

Figura 41 – Drone 3.0 modelado em Solidworks

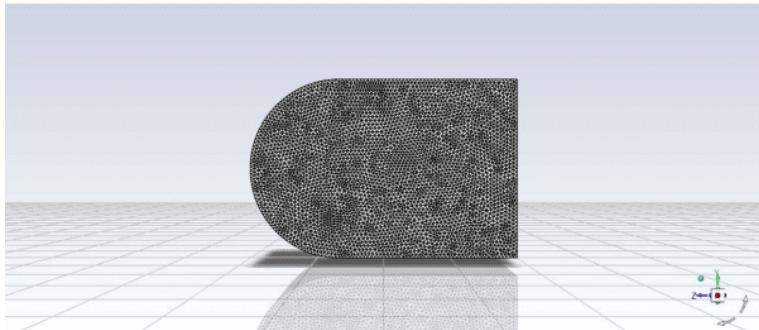


Fonte: Elaborado pelo autor

Para o pré processamento, foi gerada uma malha mista discretizada a partir de elementos tetraédricos conforme a Figura 42 utilizando um domínio de dimensões gerais de

15 metros de comprimento, 10 metros de largura e 10 metros de altura de forma a não causar influencia na análise.

Figura 42 – Malha no domínio computacional (Drone 3.0)



Fonte: Elaborado pelo autor

Nos contornos da geometria foi utilizado elementos hexagonais, com um tamanho de elemento de 1 mm para descrever da melhor forma do contorno da geometria. A Tabela 12 apresenta as características da malha gerada.

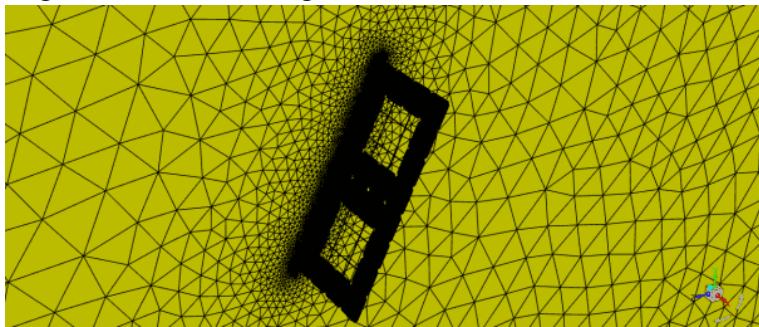
Tabela 12 – Características da malha  
(Drone 3.0)

Geometria dos elementos	Tetraedricos
Número de nós	3.260.521
Número de elementos	10.273.317

Fonte: Elaborado pelo autor

Como a geometria é simétrica, foi modelado apenas um lado como forma de economizar recursos computacionais. Foi aplicada angulação máxima de 69,20°, calculada a partir da massa do drone e tração máxima utilizando a equação 2.7 , dado a consideração de voo reto nivelado. A Figura 43 retrata o modelo da geometria alocada no domínio computacional.

Figura 43 – Malha na geometria (Drone 3.0)



Fonte: Elaborado pelo autor

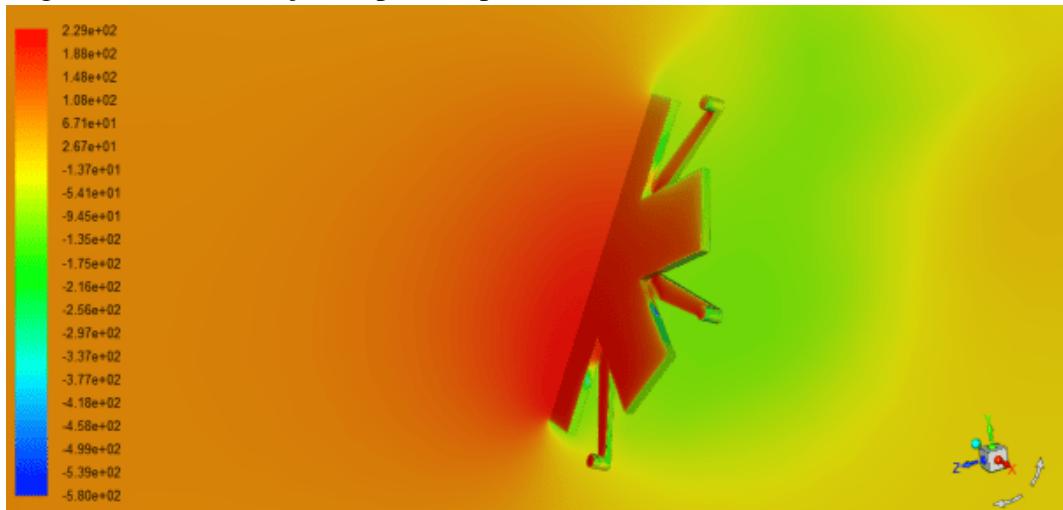
## 4.4 Resultados e discussão

Realizando o processamento das análises, foram obtidos gráficos de contorno de velocidade e pressão para cada um dos protótipos. Estas variáveis são fundamentais no pós-processamento do programa em CFD, permitindo a visualização de efeitos importantes do escoamento através da geometria, como o cálculo dos coeficientes de arrasto e sustentação.

### 4.4.1 Drone 1.0

Com o pós-processamento foi possível gerar a distribuição de pressão na geometria do drone. A figura 44 mostra a formação de uma região de vácuo na parte traseira da estrutura, indicando um elevado arrasto. O coeficiente de arrasto obtido para esta geometria foi de 2,92.

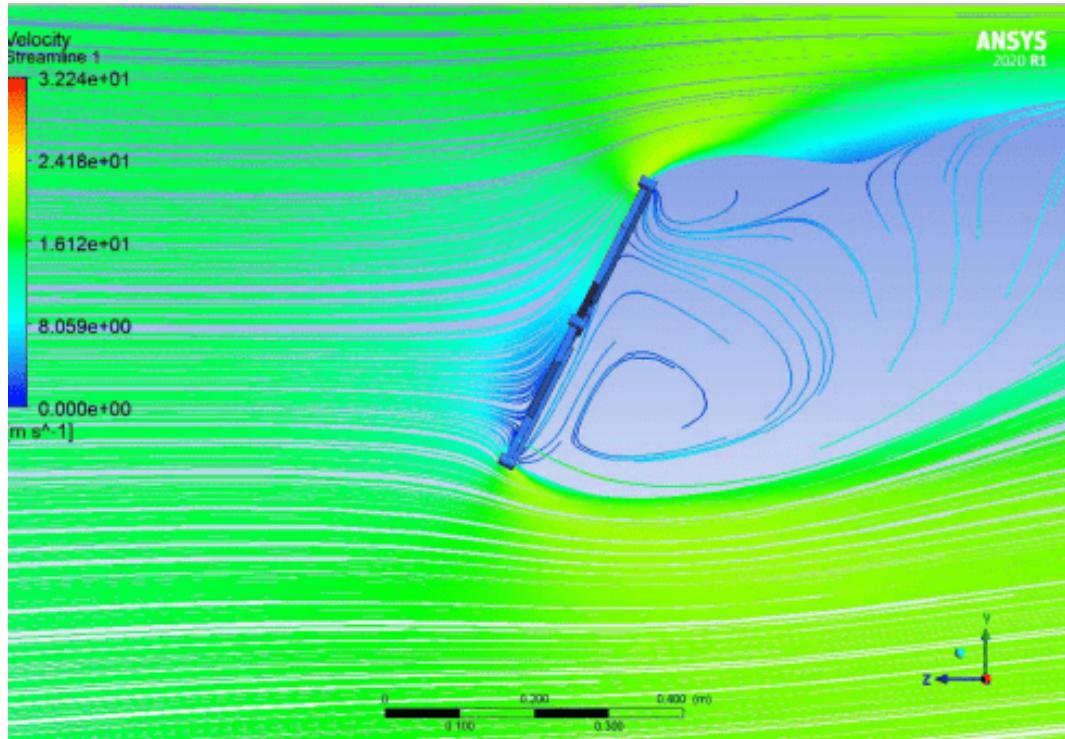
Figura 44 – Distribuição de pressão para o drone 1.0 (Unidade: Pa)



Fonte: Elaborado pelo autor

A análise em CFD apresentada na Figura 45 permite a visualização das linhas de corrente geradas na geometria. É possível observar a formação de vórtices na parte traseira, mostrando a geração de turbulência nesta região, o que caracteriza geometrias com alto arrasto.

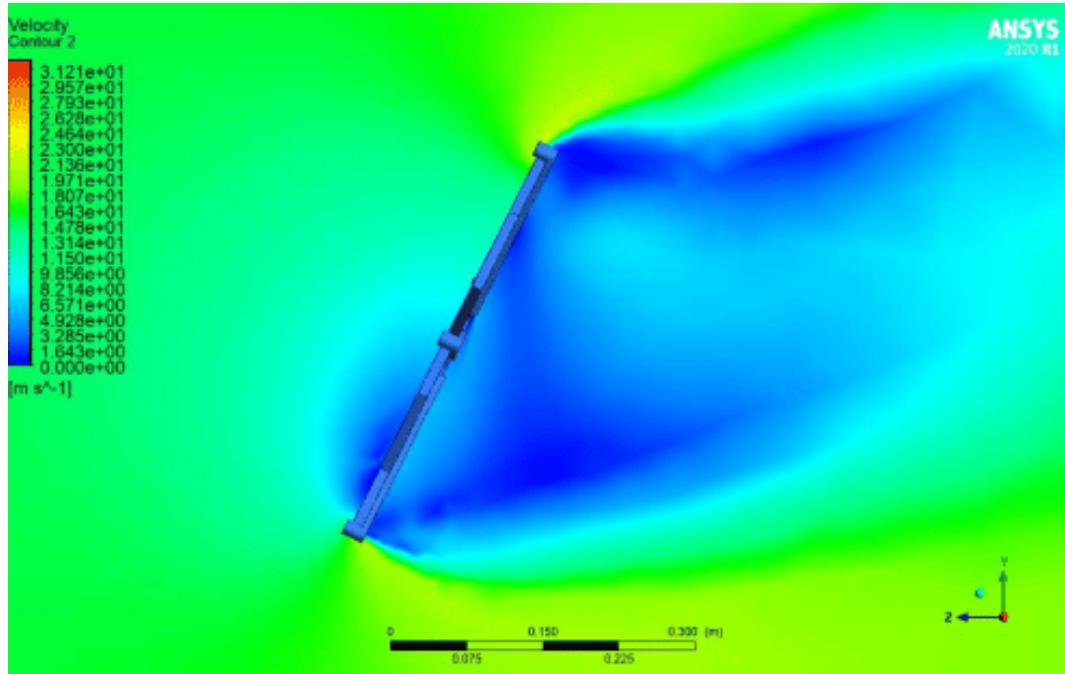
Figura 45 – Linhas de corrente sob o drone 1.0 (unidade: m/s)



Fonte: Elaborado pelo autor

Adicionalmente, um gráfico de velocidade foi plotado utilizando o pós-processamento do programa CFD, observado na Figura 46, a turbulência gerada pela geometria pode ser observada com mais clareza. O coeficiente de sustentação obtido foi de -1,4, indicando uma adição de força ao peso do drone durante o voo reto nivelado, o que exige mais tração vertical e compromete o desempenho do equipamento.

Figura 46 – Gráfico de velocidade para o drone 1.0 (unidade: m/s)

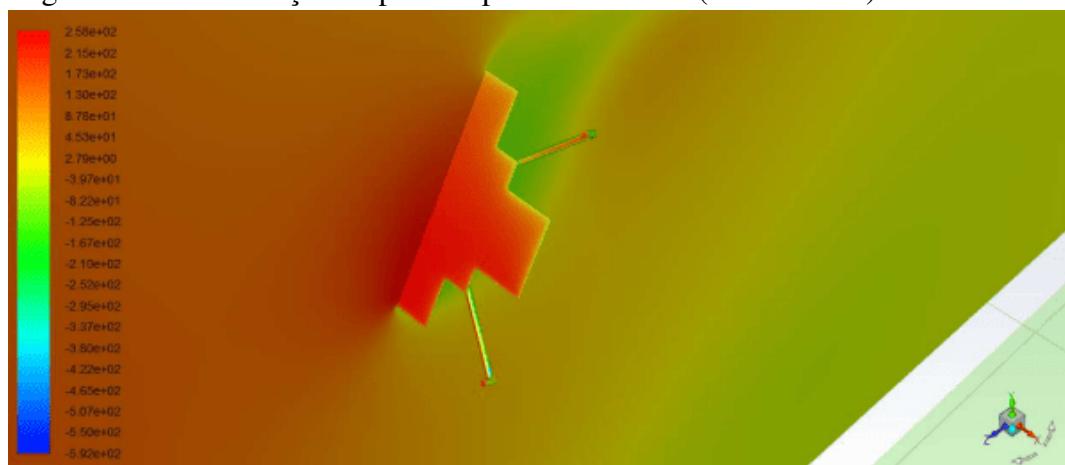


Fonte: Elaborado pelo autor

#### 4.4.2 Drone 2.0

O pós-processamento também incluiu a plotagem de um gráfico de distribuição de pressão na geometria do drone 2.0. A Figura 47 revela a formação de uma região de vácuo na parte traseira, resultando em alto arrasto, com um coeficiente de arrasto de 2,69.

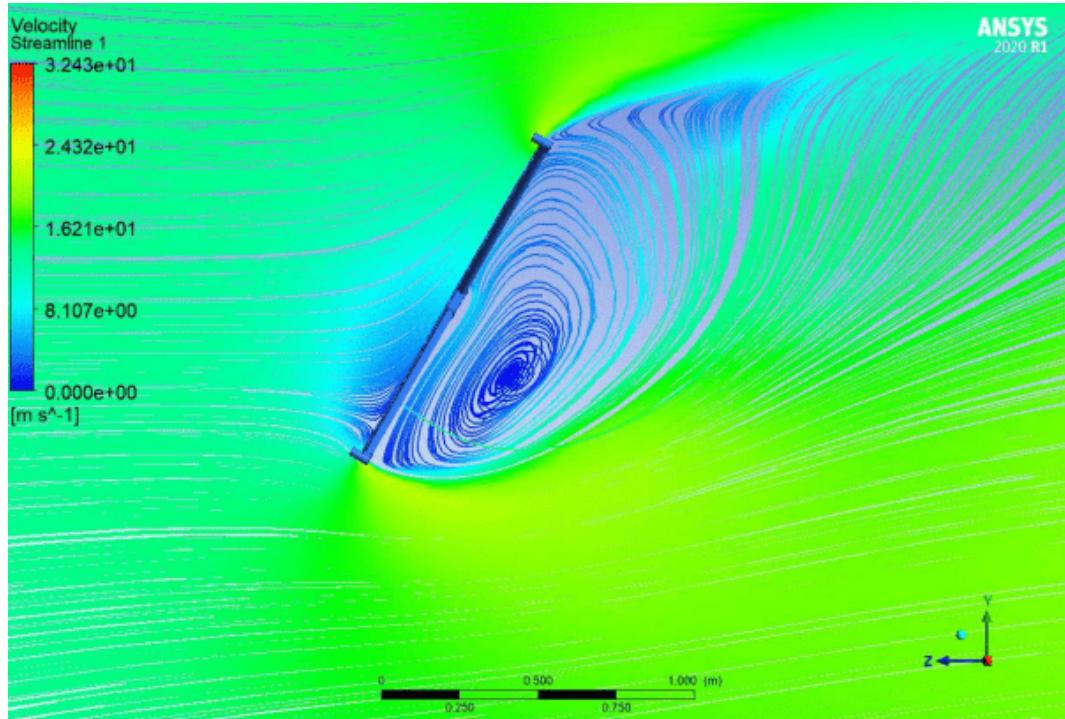
Figura 47 – Distribuição de pressão para o drone 2.0 (Unidade: Pa)



Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 48 apresenta a análise em CFD e a visualização das linhas de corrente geradas na geometria. É possível observar a formação de vórtices na parte traseira, mostrando a geração de turbulência nesta região, o que caracteriza geometrias com alto arrasto.

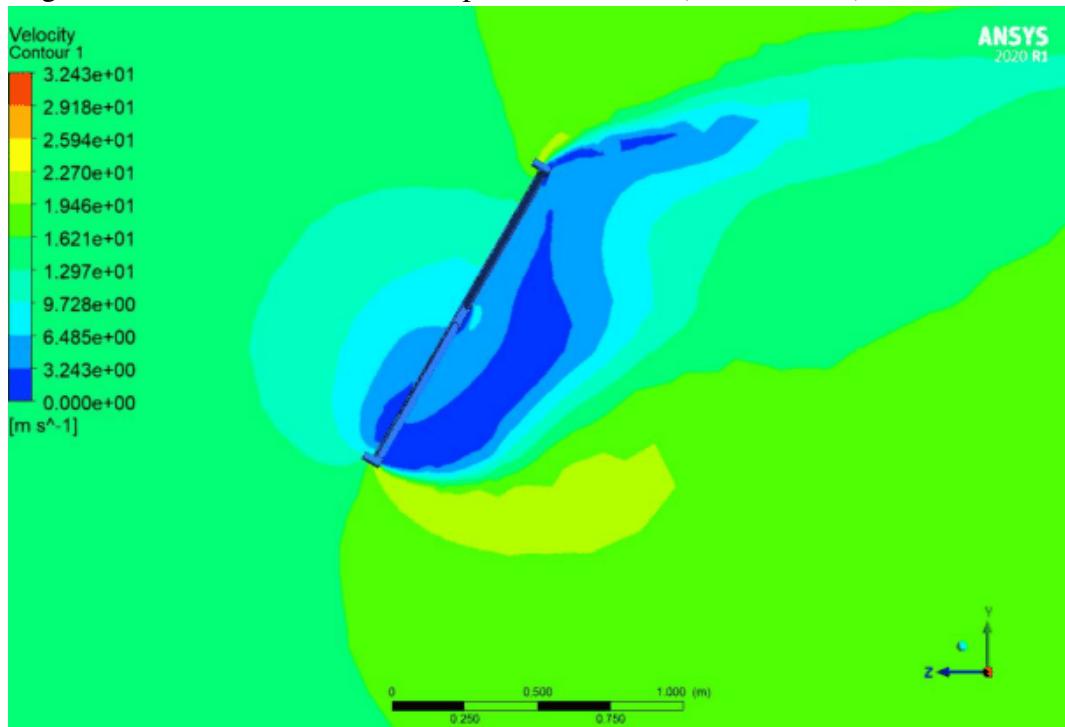
Figura 48 – Linhas de corrente sob o drone 2.0 (unidade: m/s)



Fonte: Elaborado pelo autor

O coeficiente de sustentação obtido foi de -1,53, apresentado na Figura 49, implicando em uma força adicional ao peso do drone durante o voo reto nivelado, exigindo mais tração vertical e comprometendo o desempenho do equipamento.

Figura 49 – Gráfico de velocidade para o drone 2.0 (unidade: m/s)

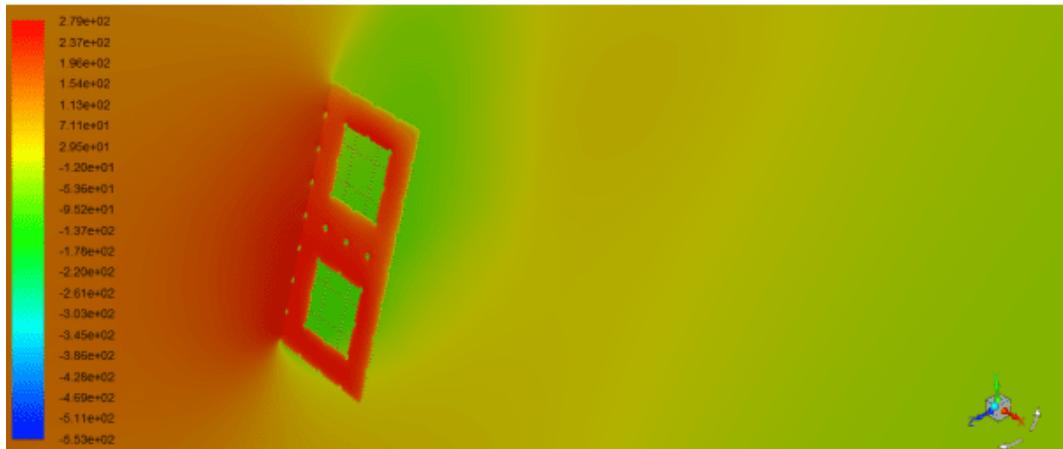


Fonte: Elaborado pelo autor

#### 4.4.3 Drone 3.0

A Figura 50 exibe a plotagem de um gráfico de distribuição de pressão na geometria do drone 3.0, é possível observar a formação de uma região de vácuo na parte traseira, resultando em alto arrasto, com um coeficiente de arrasto de 3,52.

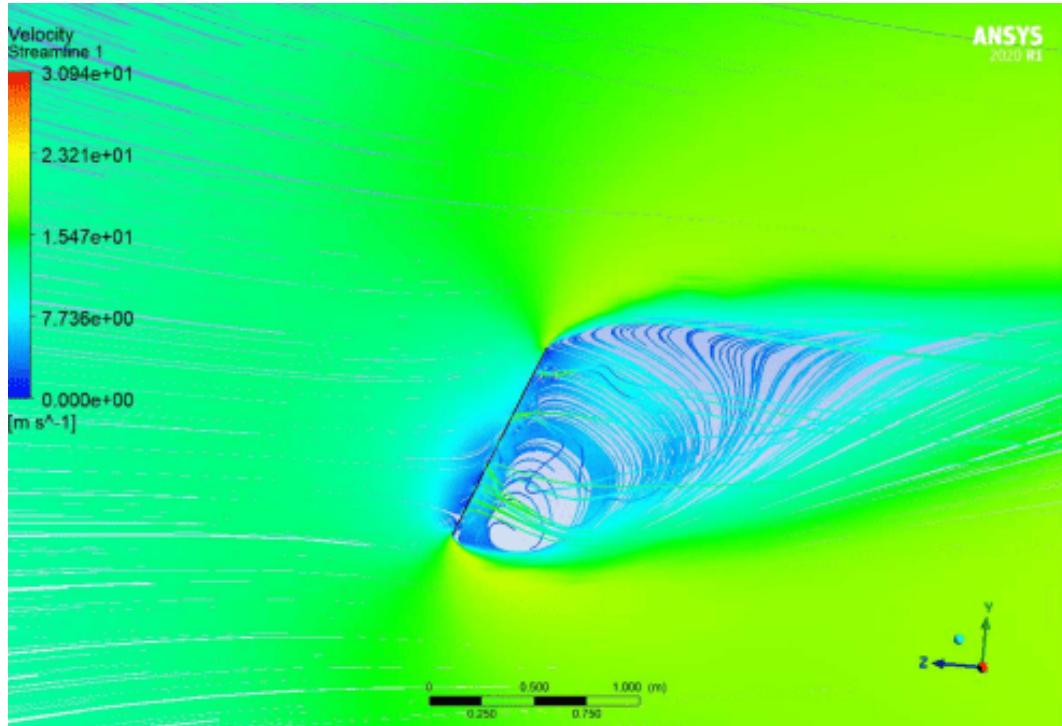
Figura 50 – Distribuição de pressão para o drone 3.0 (Unidade: Pa)



Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 51 apresenta a análise em CFD e a visualização das linhas de corrente geradas na geometria. É possível observar a formação de vórtices na parte traseira, mostrando a geração de turbulência nesta região, o que caracteriza geometrias com alto arrasto.

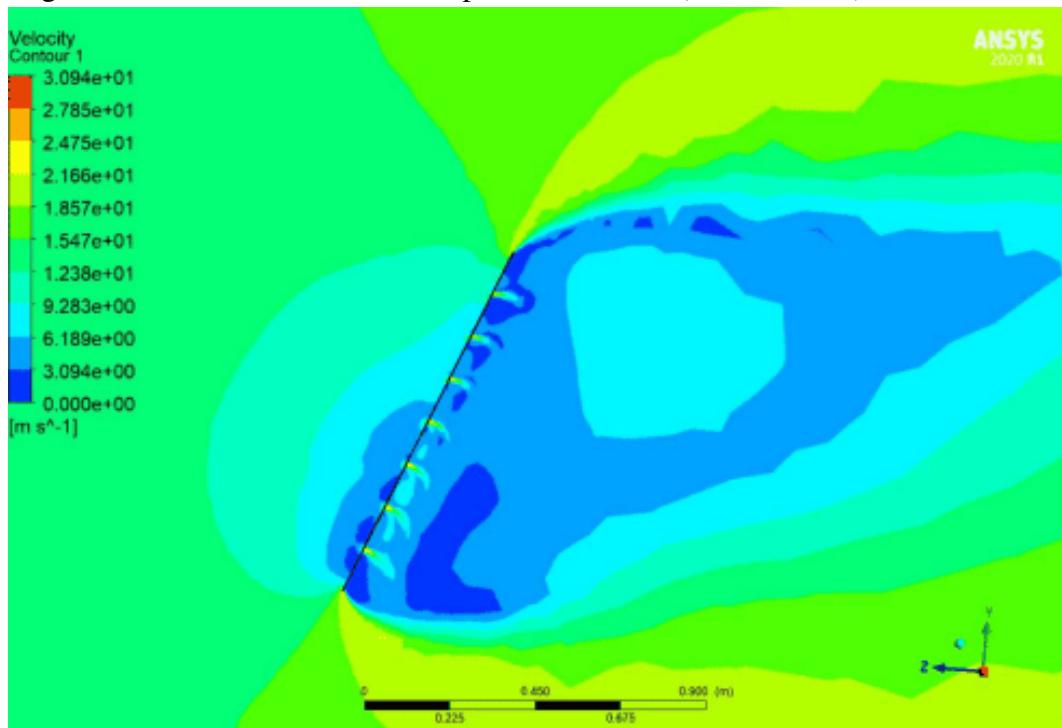
Figura 51 – Linhas de corrente sob o drone 3.0 (unidade: m/s)



Fonte: Elaborado pelo autor

O coeficiente de sustentação obtido foi de -1,52, apresentado na Figura 52, implicando em uma força adicional ao peso do drone durante o voo reto nivelado, exigindo mais tração vertical e comprometendo o desempenho do equipamento.

Figura 52 – Gráfico de velocidade para o drone 3.0 (unidade: m/s)



Fonte: Elaborado pelo autor

#### 4.4.4 Análise de Desempenho

Utilizando a Equação 3.1 e o diagrama de corpo livre apresentado na figura 31, foi analisado o desempenho dos três protótipos para calcular a velocidade máxima em voo reto nivelado. Com as angulações máximas para cada protótipo,  $TR_x$  é calculado pela equação 4.2:

$$TR_x = T_{Max} \operatorname{sen}(\theta_{Max}) \quad (4.3)$$

Substituindo o valor de tração máxima, é obtido o valor de tração horizontal. Com o incremento de velocidade de 1 m/s e aplicando a equação 3.1. A Tabela 13 apresenta os dados dessa análise para os três protótipos.

Tabela 13 – Análise de desempenho nos três protótipos

V	Drone 1.0			Drone 2.0			Drone 3.0		
	$F_D$	$T_{Rx}$	$F_R$	$F_D$	$T_{Rx}$	$F_R$	$F_D$	$T_{Rx}$	$F_R$
1,0 m/s	0,2 N	40,0 N	39,8 N	0,2 N	25,2 N	25,1 N	0,22 N	27,51 N	27,29 N
2,0 m/s	0,7 N	40,0 N	39,3 N	0,7 N	25,2 N	24,6 N	0,86 N	27,51 N	26,65 N
3,0 m/s	1,6 N	40,0 N	38,4 N	1,5 N	25,2 N	23,7 N	1,94 N	27,51 N	25,57 N
4,0 m/s	2,9 N	40,0 N	37,2 N	2,6 N	25,2 N	22,6 N	3,45 N	27,51 N	24,06 N
5,0 m/s	4,5 N	40,0 N	35,6 N	4,1 N	25,2 N	21,1 N	5,39 N	27,51 N	22,12 N
6,0 m/s	6,4 N	40,0 N	33,6 N	5,9 N	25,2 N	19,3 N	7,76 N	27,51 N	19,75 N
7,0 m/s	8,8 N	40,0 N	31,3 N	8,1 N	25,2 N	17,2 N	10,56 N	27,51 N	16,95 N
8,0 m/s	11,4 N	40,0 N	28,6 N	10,5 N	25,2 N	14,7 N	13,8 N	27,51 N	13,71 N
9,0 m/s	14,5 N	40,0 N	25,5 N	13,3 N	25,2 N	11,9 N	17,46 N	27,51 N	10,05 N
10,0 m/s	17,9 N	40,0 N	22,1 N	16,5 N	25,2 N	8,8 N	21,56 N	27,51 N	5,95 N
11,0 m/s	21,6 N	40,0 N	18,4 N	19,9 N	25,2 N	5,3 N	26,09 N	27,51 N	1,42 N
12,0 m/s	25,8 N	40,0 N	14,3 N	23,7 N	25,2 N	1,5 N	31,05 N	27,51 N	-3,54 N
13,0 m/s	30,2 N	40,0 N	9,8 N	27,8 N	25,2 N	-2,6 N	-	-	-
14,0 m/s	35,1 N	40,0 N	5,0 N	-	-	-	-	-	-
15,0 m/s	40,2 N	40,0 N	-0,2 N	-	-	-	-	-	-

Fonte: Elaborado pelo autor

Para o drone 1.0, com a angulação máxima de 65,3° a tração horizontal ficou no valor de 40 N. A força resultante se torna negativa a uma velocidade de 15 m/s, indicando que a força de arrasto supera a tração horizontal. Interpolando linearmente os dados, a velocidade máxima em voo reto nivelado é de 14,96 m/s.

Para o drone 2.0, com a angulação máxima de 59,91° a tração horizontal ficou no valor de 25,2 N. A força resultante se torna negativa a uma velocidade de 13 m/s, indicando que

a força de arrasto supera a tração horizontal. Interpolando linearmente os dados, a velocidade máxima em voo reto nivelado é de 12,4 m/s.

Para o drone 3.0, com a angulação máxima de 69,2° a tração horizontal ficou no valor de 27,51 N. A força resultante se torna negativa a uma velocidade de 12 m/s, indicando que a força de arrasto supera a tração horizontal. Interpolando linearmente os dados, a velocidade máxima em voo reto nivelado é de 11,3 m/s.

#### 4.5 Conclusões

Este capítulo desenvolveu simulações fluidodinâmicas de três protótipos de drones alimentados somente por energia solar fotovoltaica, através do programa computacional *Ansys Fluent*. Com base nos resultados obtidos, os objetivos foram alcançados com a análise do desempenho aerodinâmico das três geometrias, apresentando gráficos de distribuição de pressão, velocidade e linhas de corrente. Os gráficos exibiram uma grande região de turbulência na região traseira dos três protótipos, responsável pelo baixo desempenho aerodinâmico dos modelos. Os três modelos apresentaram coeficientes de sustentação negativos, o que ressalta um aumento de arrasto prejudicando a aerodinâmica do protótipo.

O drone 1.0 alcançou a maior velocidade de voo de 14,96 m/s e maior valor da tração horizontal de 40 N entre os três modelos. O coeficiente de arrasto ficou de 2,92 e o coeficiente de sustentação de -1,4.

O drone 2.0 alcançou a velocidade de voo de 12,4 m/s e a tração horizontal de 25,2 N entre os três modelos. O coeficiente de arrasto ficou de 2,69, menor valor entre os analisados, e o coeficiente de sustentação de -1,53.

O drone 3.0 alcançou a menor velocidade de voo de 11,3 m/s e a tração horizontal de 27,51 N entre os três modelos. O coeficiente de arrasto ficou de 3,52, maior valor entre os analisados, e o coeficiente de sustentação de -1,52.

## 5 AVALIAÇÃO DE MASSA, POTÊNCIA ELÉTRICA E RESISTÊNCIA MECÂNICA DE CÉLULAS SOLARES COM DIFERENTES ENCAPSULANTES

### 5.1 Resumo

Este capítulo avalia as propriedades físicas e elétricas de células solares com e sem encapsulantes, com foco em massa, potência elétrica e resistência mecânica. As células solares avaliados foram as utilizadas nos protótipos fabricados por Velandia (2018). O estudo desenvolveu-se a partir da escolha dos encapsulantes (acrílico e PETG transparente), análise dos métodos de avaliação e do projeto e fabricação de apoios para ensaios de flexão a 4 pontos. A massa foi mensurada em balança digital com precisão de 0,1 mg. A potência elétrica foi medida com auxílio de um multímetro convencional iniciando às 11:00 até às 13:00 com intervalos de 30 minutos entre as medições. A resistência mecânica foi avaliada com uso de máquina de ensaio mecânico universal utilizando do ensaio de flexão a 4 pontos com uso de apoios fabricados para alocação das amostras. A célula solar encapsulada com PETG possuiu os melhores resultados em relação a massa com um valor médio de 21,82 g, sendo aproximadamente a metade do valor da célula com acrílico. Em relação a potência elétrica não houve diferenças significativas entre as amostras sem e com encapsulantes, devido aos materiais serem transparentes. Para projetos mais robustos, o encapsulante em acrílico 2 mm possui melhores resultados de resistência mecânica com uma força máxima de 355,74 N, sendo 10 vezes maior em relação a célula sem encapsulante.

**Palavras-chave:** Célula. Flexão. Ensaio. Avaliação.

## 5.2 Introdução

A energia solar fotovoltaica é a energia gerada através da conversão direta da luz em eletricidade e tem como base o efeito fotovoltaico. O efeito fotovoltaico, relatado por Edmond Becquerel em 1839, é o aparecimento de uma diferença de potencial nos extremos de uma estrutura de material semicondutor, produzida pela absorção da luz. Materiais semicondutores são caracterizados pela presença de bandas de energia onde é permitida a presença de elétrons (bandas de condução) e de outra totalmente vazia (gap) (Tolmasquim et al., 2016).

De acordo com Budiman et al. (2024), a tecnologia de células solares de silício monocristalino continua sendo a maneira mais eficiente e poderosa de aproveitar comercialmente a energia solar para conversão em eletricidade. O silício, especialmente em suas formas mais úteis atualmente (camadas finas), é um material naturalmente frágil. As células de silício finas se quebram facilmente durante a montagem na fabricação. Cada fissura é um defeito em qualquer linha de fabricação de painéis fotovoltaicos, e se for propagada, levará a problemas de confiabilidade e qualidade com o tempo. Mesmo assim, a indústria global de energia solar fotovoltaica de silício está reduzindo agressivamente o custo dos sistemas solares fotovoltaicos, diminuindo a espessura das células solares de silício.

A determinação das propriedades mecânicas de um material e sua resistência por meio de ensaios mecânicos é de extrema importância para análise de risco, verificar o comportamento do material sob diversas condições de trabalho, averiguar possíveis falhas pelo profissional da manutenção industrial e corrigi-las ainda na fase de projeto de um produto para fabricação. Nesse sentido Gonçalves (2010) assevera que 70 a 80% de todas as falhas/defeitos tem suas causas na fase de planejamento de um produto, porém 80% de todas as falhas somente são percebidas na inspeção final ou quando o produto já está na posse do cliente.

O ensaio mecânico de flexão é um teste destrutivo que mede a resistência mecânica e ductilidade, geralmente utilizado em matérias frágeis ou de alta dureza como ferro fundido cinzento, cerâmicos, carbonetos sinterizados, aços-ferramenta e outros. O ensaio de flexão pode ser dividido em ensaio de flexão de três pontos e ensaio de flexão de quatro pontos. A diferença entre eles é justamente a quantidade de apoios utilizados na aplicação da carga (Souza, 1982).

Velandia (2018) e Dias (2021) retratam como melhorias e sugestões de trabalho futuros a importância da existência de encapsulamento nas células solares, devido a baixa resistência mecânica e fragilidade das células, o que dificulta o manuseio e transporte do drone. Esse presente capítulo possui como objetivo realizar uma avaliação de massa, potência elétrica

e resistência mecânica de encapsulates de acrílico em células solares, através de análises com auxílio de balança digital, multímetro convencional e ensaio de máquina a tração universal. A fim de conceber uma amostra de célula solar com resistência mecânica maior que uma amostra sem encapsulante, e com uma elevação de massa e transparência do encapsulante que não prejudique o desempenho do drone.

### 5.3 Metodologia

Para análise das células solares foi escolhido o mesmo modelo adotado por Velandia (2018) (Maxeon Gen II). Na Tabela 14 é visto os dados técnicos da célula solar adotada.

Tabela 14 – Dados técnicos célula solar

Célula Solar	Maxeon Gen II
Tipo	Monocristalina
Tensão (V)	0,58
Corrente (A)	6
Potência (W)	3,48
Massa (g)	6,5
Dimensões (mm)	125x125x0,15

Fonte: Elaborado pelo autor

Para o encapsulamento foram utilizadas chapas de acrílico medindo 130x130 mm nas espessuras de 2 mm e chapas placas de PETG transparente nas dimensões de 130x130 mm com espessura de 1 mm. Chapas de acrílico já são utilizadas em arranjos fotovoltaicos residenciais e placas de PETG são novos materiais a serem analisados nessas perspectivas. As chapas de acrílico e de PETG foram disponibilizadas e cortadas em máquina de corte a laser na Oficina do Departamento de Arquitetura e Urbanismo e Design da Universidade Federal do Ceará (DAUD-UFC). Na Figura 53 é apresentado as chapas de acrílico cortadas.

Figura 53 – Chapas de acrílico cortadas

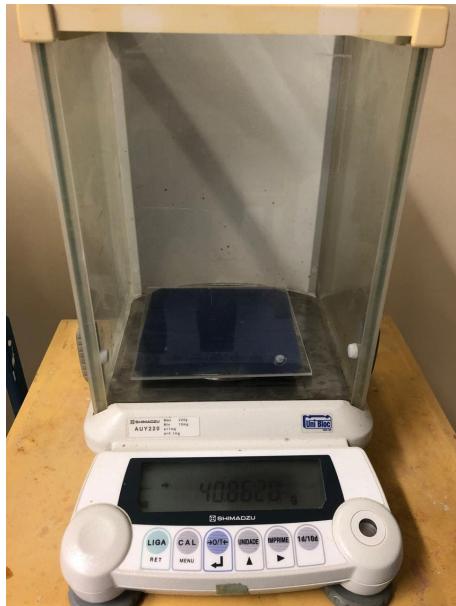


Fonte: Elaborado pelo autor

### 5.3.1 Avaliação - Massa

Para avaliar a massa das amostras sem encapsulantes e com os outros encapsulante foi utilizada uma balança digital, do modelo AUY220 com precisão de 0,1mg disponível no Laboratório de Filmes Finos e Energia Solar da Universidade Federal do Ceará (LAFFER-UFC). A amostra consiste de uma unidade de célula solar com a chapa de acrílico ou de PETG sobre a célula solar. A Figura 54 apresenta uma amostra com encapsulamento alocada na balança.

Figura 54 – Amostra encapsulada alocada sobre a balança



Fonte: Elaborado pelo autor

### 5.3.2 Avaliação - Potência elétrica

Segundo Velandia (2018) os horários ao longo do dia que possuem melhores índices de radiação solar estão entre 11 e 13 horas. Para analisar a interferência dos encapsulantes na corrente e tensão elétricas gerada pelas células foram realizadas as coletas de dados com auxílio de um multímetro convencional do modelo MD-200L. As medições foram feitas em intervalos de 30 min em 30 min iniciando as 11:00 e finalizando as 13:00, resultando em 5 medições ao dia, durante os dias 30, 31 de julho e 1 de agosto de 2024. A Figura 55 exibe a medição de tensão e corrente elétrica em uma amostra em dia de teste.

Figura 55 – Medição de tensão elétrica na célula encapsulada



Fonte: Elaborado pelo autor

### 5.3.3 *Avaliação - Propriedades Mecânicas*

#### 5.3.3.1 *Projeto e fabricação dos apoios de ensaio de flexão*

Para a modelagem do conjunto de apoios foi idealizada uma geometria semelhante a acessórios de apoios a ensaio de flexão já existentes no mercado, de modo que atenda a necessidade de ensaio com amostra de no máximo 200 milímetros e no mínimo 54 mm de comprimento e largura máxima de 140 milímetros. Portanto, o conjunto foi projetado e modelado de forma simétrica e sem a presença de solda, para que as peças sejam intercambiáveis e todo o conjunto possa ser desmontado, todo o conjunto foi modelado em *Solidworks* apresentado na Figura 56 .

Figura 56 – Conjunto modelado e renderizado em SolidWorks



Fonte: Elaborado pelo autor

O conjunto unitário é formado por 10 peças, sendo as peças cilíndricas de aço SAE 1045, as chapas de aço A36 e a barra quadrada de aço SAE 1020. Adotou- se esses aços para as peças devido a facilidade na usinagem, necessidade de resistência mecânica e durabilidade para os apoios permitirem ensaios posteriores, na montagem do conjunto unitário foram necessários 20 fixadores entre M6 até M16 para a união entre os componentes. Na Tabela 27 é possível identificar material, massa e cada função de cada peça na montagem.

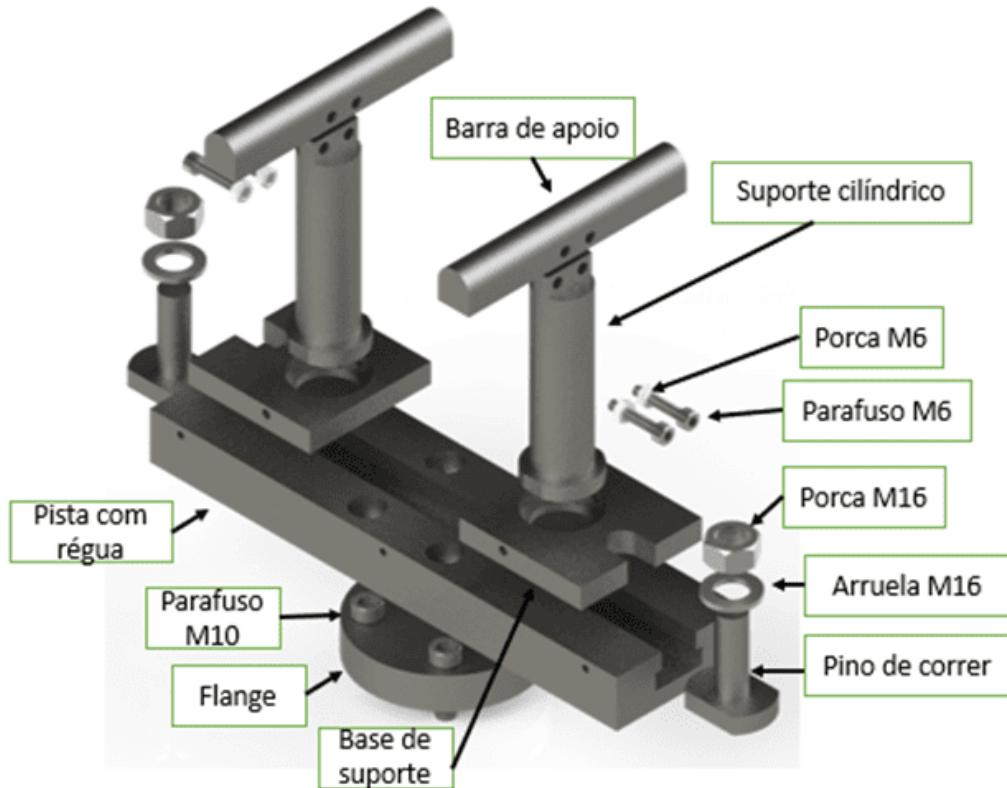
Tabela 15 – Componentes do apoio para ensaio de flexão

Peça	Quantidade	Material	Massa (g) – unid.	Função
Flange	2	Aço SAE 1045	995,4	União da bucha rosada da máquina de tração da EMIC com a pista com régua
Pista com régua	2	Aço A36	4310,38	Alocar os suportes de deslizamento do conjunto
Pino de correr	4	Aço SAE 1045	163,34	Ajustar a distância entre pontos pelo deslize na pista com régua e a fixação da base de suporte
Base de suporte	4	Aço A36	498,93	Ajustar a distância entre pontos e alocar o suporte cilíndrico
Supor te cilíndrico	4	Aço SAE 1045	679,78	Supor te para barra de apoio
Barra de apoio	4	Aço SAE 1020	404,72	Acomodar a amostra no ensaio de flexão

Fonte: Elaborado pelo autor

Para realização dos ensaios a flexão é necessário regular a distância entre os apoios para acomodar a amostra segundo a norma a ser aplicada, para isso, o conjunto conta base de suporte que desliza sobre a pista com régua e é fixada na montagem pelo pino de correr que se movimenta internamente pela pista. Assim, é possível controlar a distância tanto entre os apoios superiores quanto os apoios superiores, como é visto na Figura 57. O projeto permite a realização tanto de ensaio de flexão de quatro pontos como de flexão de três pontos, para realizar o ensaio de três pontos basta posicionar apenas uma das barras de apoio superior na parte central da pista.

Figura 57 – Vista explodida do conjunto com peças e fixadores



Fonte: Elaborado pelo autor

O planejamento de fabricação é uma etapa de projeto a ser elaborada juntamente com o desenho mecânico, de modo que com a concepção do projeto tenha-se o direcionamento de material e processos a serem utilizados para fabricação do conjunto. O planejamento visa direcionar o tempo e os custos necessários para concepção do protótipo, então, recomenda-se que seja flexível, porém que seja possível segui-lo.

Para o planejamento de fabricação dos apoios do ensaio a flexão, foram listados e definidos toda a matéria prima necessária para fabricação (tarugos, chapas e barra quadrada),

além de definir as operações necessárias para usinagem das peças como também os dias previstos de operação para finalização da peça acabada, com os dados exibidos na Tabela 16.

Tabela 16 – Componentes do apoio para ensaio de flexão

Peça	Material bruto	Máquina para usinagem	Operações	Dias Previstos
Flange	2x Tarugo 4"SAE 1045 - 61,5 mm	Torno Convencional	Desbaste Furação Rosqueamento Desbaste	20
Pista com régua	2x Chapa A36 1.1/4- 302x82 mm	CNC 4 eixos	Furação Rasgo em T	10
Pino de correr	4x Tarugo 1.3/4"SAE 1045 - 57 mm	Torno Convencional Fresadora convencional	Desbaste (Torno) Rosqueamento Desbaste (Fresadora)	20
Base de suporte	4x Chapa A36 1/2- 81x81 mm	CNC 4 eixos	Desbaste (Torno) Rasgo semicircular Mandrilhamento	10
Suporte cilíndrico	4x Tarugo 1.5/8"SAE 1045 - 129 mm	Torno Convencional Fresadora convencional	Desbaste (Torno) Furação Desbaste (Fresadora)	20
Barra de apoio	4x Barra quadrada 1"SAE 1020 - 142 mm	CNC 4 eixos	Desbaste (Fresadora) Furação Acabamento circular	10

Fonte: Elaborado pelo autor

As peças foram todas fabricadas em parceria com Instituto Federal do Ceará no Laboratório de Máquinas Operatrizes, que disponibilizou tempo de uso dos maquinários para realização dos processos. A flange, o pino de correr e o suporte cilíndrico foram peças usinadas no torno e na fresadora convencional, visto que a matéria prima eram tarugos e que suas geometrias facilitavam o uso dessas máquinas. Para peças feitas em maquinários convencionais foram previstos 20 dias de usinagem, visto as quantidades e disponibilidade dos equipamentos. Na Figura 58 é visto essas peças durante processo de fabricação e as peças inacabadas.

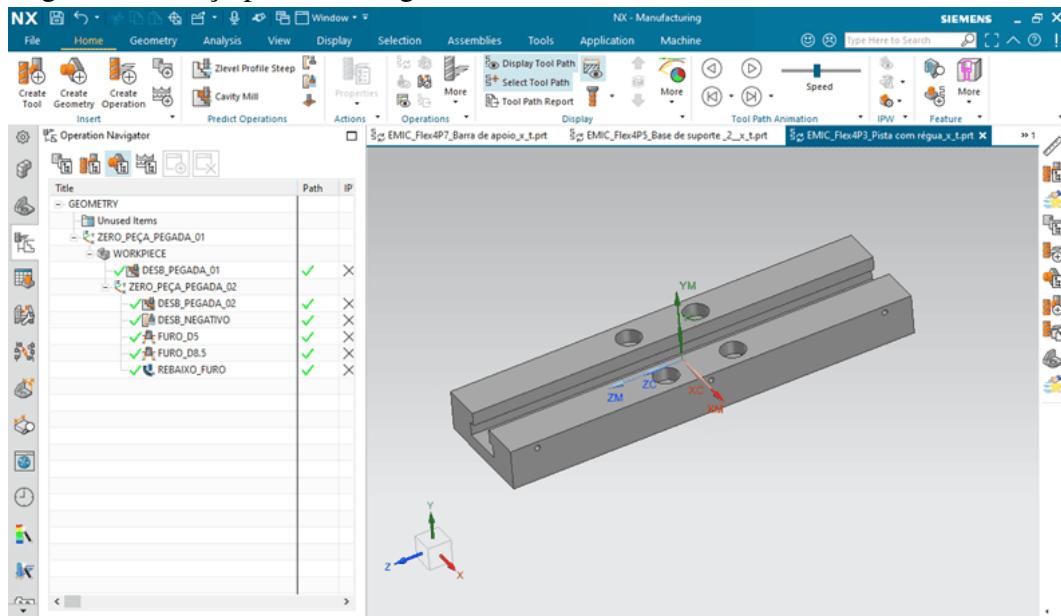
Figura 58 – a) Operação de desbaste em torno convencional no pino de correr  
b) Suportes cilíndrico e flanges inacabados



Fonte: Elaborado pelo autor

A pista com régua, as bases de suporte e as barras de apoio foram peças usinadas em máquina CNC 4 eixos. Primeiramente foi necessário criar a programação de usinagem em código G através do *software Siemens NX*®, em que possui uma interface para criação de ferramentas e operações associado ao desenho 3D da peça, com definição dos parâmetros de corte e usinagem. A Figura 59 exibe a interface do *Siemens NX* com a peça pista com régua.

Figura 59 – Peça pista com régua no software Siemens NX

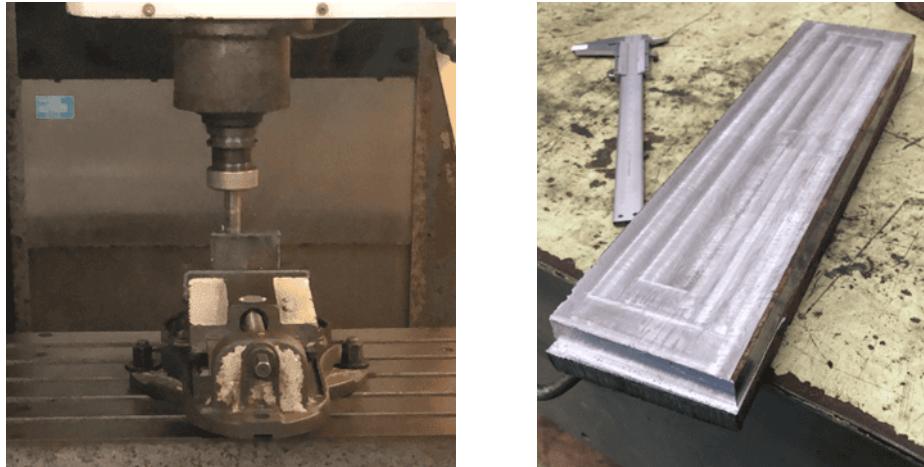


Fonte: Elaborado pelo autor

Após a criação do código, é necessário realizar a transferência do código para a máquina CNC e posicionar a peça e realizar o procedimento de definição do “zero peça”, posição de referência para o sistema de coordenados expressos no código G, e altura da ferramenta em relação a peça. Posteriormente, inicializa-se a usinagem da peça, na Figura 60 é visto o desbaste

de uma das bases de suporte e uma das pistas com régua inacabadas.

Figura 60 – a) Operação de desbaste na base de suporte b) Pista com régua inacabada



Fonte: Elaborado pelo autor

#### 5.3.3.2 *O ensaio de flexão a 4 pontos*

Para analisar a resistência mecânica das células solares com e sem encapsulantes foram realizados ensaio de flexão a 4 pontos, tomando como referência a norma American Society For Testing And Materials (2017). Foi utilizada a máquina de ensaio universal do modelo EMIC 10000 disponível no Laboratório de Ensaios Mecânicos da Universidade Federal do Ceará (LEM-UFC). Para o ensaio foi acoplado os apoios fabricados e posicionado a amostra com uma distância entre pontos de 105 mm, conforme exibido na Figura 61.

Figura 61 – Amostra posicionada para ensaio de flexão de 4 pontos.



Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 17 apresenta os parâmetros utilizados nos ensaios de flexão a quatro pontos, os valores adotados são de acordo com a geometria da amostra analisada. Os apoios superiores ficaram alocados a uma distância de 56 mm.

Tabela 17 – Parâmetros de entrada para ensaio

Tipo de amostra	Espessura (mm)	Largura (mm)	Comprimento base (mm)	Velocidade do ensaio (m/s)
Sem encapsulante	0,20	125	105	0,08
Acrílico 2 mm	2,20	125	105	0,08
PETG 1 mm	1,20	125	105	0,08

Fonte: Elaborado pelo autor

Foram realizados ensaios com amostras de células solares sem encapsulantes, células com encapsulamento de acrílico de 2 mm e células com encapsulamento de Petg de 1 mm. Essas espessuras foram selecionadas para não haver um grande aumento de massa final no drone. Utilizou amostras em triplicatas, ou seja, três amostras para cada tipo e calcula-se a média como resultado final.

## 5.4 Resultados e discussões

### 5.4.1 Avaliação - Massa

A Tabela 18 apresenta os três valores medidos e média de massa para as células solares sem encapsulantes, encapsuladas com chapa de acrílico 2 mm e encapsuladas com chapas de PETG transparente na espessura de 1 mm.

Tabela 18 – Componentes do apoio para ensaio de flexão

Medição	Célula sem encapsulante	Encapsulada (Acrílico 2 mm)	Encapsulada (PETG 1 mm)
Amostra 1	7,16 g	40,86 g	21,44 g
Amostra 2	6,59 g	41,21 g	22,17 g
Amostra 3	6,92 g	40,59 g	21,83 g
Média	6,89 g	40,88 g	21,82 g

Fonte: Elaborado pelo autor

É visto que a célula encapsulada com acrílico 2mm, possuiu a maior média de massa com 40,88 g, já a célula encapsulada com a chapa de PETG apresentou um valor médio de 21,82, ou seja, com uma redução de cerca de 46,7 % referente ao encapsulamento com acrílico. Em relação a massa da célula "nua", a célula com acrílico apresentou um aumento de massa de aproximadamente 6 vezes, já a célula com PETG apresentou um aumento de 3,2 vezes. Como no projeto do drone é importante ressaltar a redução de massa no protótipo, nesse quesito a chapa de PETG apresentou melhores características.

### 5.4.2 Avaliação - Potência elétrica

A coleta de dados de potência elétrica foram realizadas nos dias 30 de julho, 01 e 05 de agosto de 2024. A Tabela 19 apresenta os valores de corrente (I) e tensão aferidos pelo multímetro e a potência (W) sendo o produto desses dois fatores, para as células sem encapsulantes.

Para a célula sem encapsulante o maior valor de potência elétrica foi de 1,74 W no dia 30 de julho de 2024 tanto às 11:30 como 13:00. É visto que não se apresenta uma diferença significativa entre as potências elétrica coletadas.

A Tabela 20 nos mesmos dias de coleta das amostras com acrílico de 2 mm. Apresenta o valor de maior potência de 1,78 W no dia 30 de julho de 2024 às 11:00, porém também não apresenta uma diferença significativa entre as outras potências elétricas coletadas nos outros

Tabela 19 – Dados de potência elétrica - Célula sem encapsulante

Hora	30/07/2024			01/08/2024			05/08/2024		
	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)
11:00	2,61	0,65	1,69	2,62	0,64	1,68	2,6	0,64	1,66
11:30	2,6	0,67	1,74	2,53	0,65	1,64	2,61	0,64	1,67
12:00	2,63	0,65	1,71	2,63	0,64	1,68	2,61	0,63	1,64
12:30	2,61	0,65	1,69	2,6	0,62	1,61	2,62	0,61	1,6
13:00	2,64	0,66	1,74	2,63	0,65	1,71	2,59	0,64	1,66

Fonte: Elaborado pelo autor

dias.

Tabela 20 – Dados de potência elétrica - Célula com encapsulante (Acrílico 2 mm)

Hora	30/07/2024			01/08/2024			05/08/2024		
	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)
11:00	2,66	0,67	1,78	2,61	0,64	1,67	2,63	0,63	1,66
11:30	2,61	0,66	1,72	2,55	0,66	1,68	2,56	0,64	1,64
12:00	2,65	0,65	1,72	2,61	0,64	1,67	2,53	0,66	1,67
12:30	2,6	0,65	1,69	2,56	0,6	1,54	2,6	0,6	1,56
13:00	2,66	0,65	1,72	2,59	0,64	1,66	2,61	0,63	1,64

Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 21 apresenta os dados coletados para a célula solar encapsulada com PETG de 1 mm de espessura, o maior valor de potência foi detectado no dia 30 de julho de 2024 às 11:00, sendo 1,83 W, não se percebe uma diferença significativa entre os valores coletados.

Tabela 21 – Dados de potência elétrica - Célula com encapsulante (PETG 1 mm)

Hora	30/07/2024			01/08/2024			05/08/2024		
	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)	I(A)	T(V)	P(W)
11:00	2,70	0,68	1,83	2,64	0,66	1,74	2,63	0,65	1,70
11:30	2,63	0,65	1,70	2,59	0,63	1,63	2,61	0,62	1,61
12:00	2,65	0,67	1,77	2,62	0,61	1,59	2,57	0,66	1,69
12:30	2,62	0,65	1,70	2,63	0,62	1,63	2,58	0,62	1,59
13:00	2,67	0,65	1,81	2,61	0,64	1,67	2,63	0,63	1,65

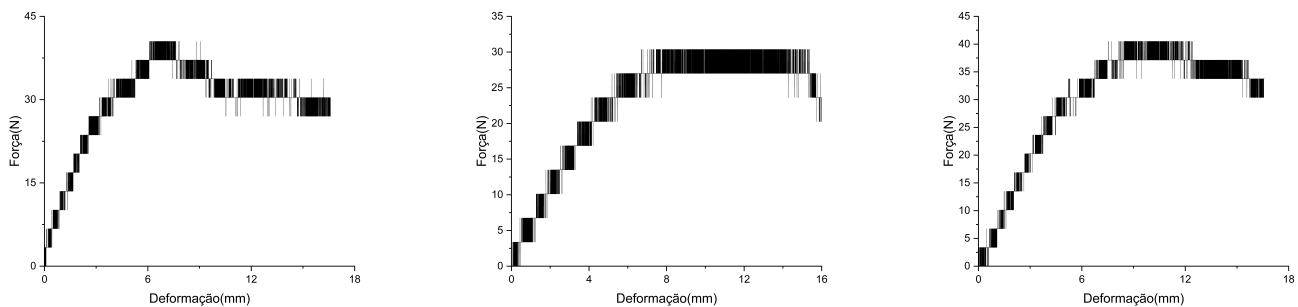
Fonte: Elaborado pelo autor

As amostras não apresentaram diferenças significativas entre si, mostrando que é possível adotar o encapsulante sem prejudicar na geração de potência elétrica, visto que são chapas transparentes. Em relação aos dados dos fabricantes foi visto que as amostras possuíram maiores dados em relação a tensão elétrica, porém a corrente elétrica coletada foi um valor bem menor do que o indicado pelo fabricante, sendo apenas aproximadamente 45% do valor indicado.

### 5.4.3 Avaliação - Propriedades Mecânicas

No ensaio de flexão, a máquina de ensaio universal possui um software que gera dados dos pontos da curvas em formato "txt". Com esse documento foi utilizado o *software Origin Pro* para realizar as plotagens dos gráficos de força X deformação das amostras. Esse tipo de gráfico foi escolhido, pois as amostras sem encapsulante possuem espessura de 0,02 mm, e de acordo com a Equação 2.16, os valores de tensão para espessuras muito finas ficam desvassados pelo valor da espessura está presente no denominador da razão. A figura 62 apresenta os gráficos de Força X Deformação das amostras sem encapsulantes.

Figura 62 – a) Amostra 1 (Sem encapsulante) b) Amostra 2 (Sem encapsulante) c) Amostra 3 (Sem encapsulante)



Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 23 apresenta os valores resultantes dos ensaios das células sem encapsulantes, sendo utilizado 3 amostras. É visto que as amostra 1 e 3 possuem valores de força e declividades bem similares, já amostra 2 já possui valores menores em relação as outras amostras.

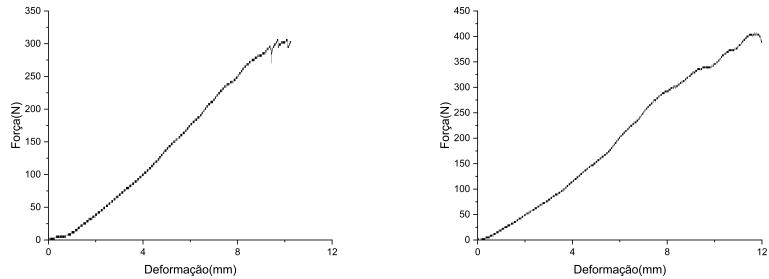
Tabela 22 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula sem encapsulante)

Nº amostra	Força Máxima (N)	Declividade
Amostra 1	40,53	16,59
Amostra 2	30,37	15,94
Amostra 3	40,50	16,55

Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 63 apresenta o gráfico referente a Força X Deformação das amostras encapsuladas com chapa de acrílico com espessura de 2 mm.

Figura 63 – a) Amostra 1 (Acrílico 2 mm) b) Amostra 2 (Acrílico 2 mm)



Fonte: Elaborado pelo autor

A tabela 23 apresenta os valores resultantes dos ensaios das células com a chapa de acrílico de 2 mm como encapsulante, sendo utilizado 2 amostras. É visto que as amostras possuem valores de força e deformação diferentes, com uma diferença de aproximadamente 100 N.

Tabela 23 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula com acrílico 2 mm)

Nº amostra	Força Máxima (N)	Declividade
Amostra 1	307,19	10,27
Amostra 2	405,05	12,08

Fonte: Elaborado pelo autor

Para o ensaio de flexão nas células encapsuladas com PETG, a máquina de tração universal apresentou alguns problemas. O equipamento não suportou o tempo de ensaio e não foi até a ruptura da amostra, como tentativa de ajustar foi inicializado o ensaio com um pré-carga dos apoios, com a amostra já deformada. Porém, ao final do ensaio as amostras ficaram presas ao suporte nos momentos finais do ensaio, visto na figura 64, sendo necessário realizar ajustes posteriores para novos ensaios mais confiáveis. Portanto, os valores de forças máximas e declividades apresentados nos gráficos estão abaixos dos valores reais.

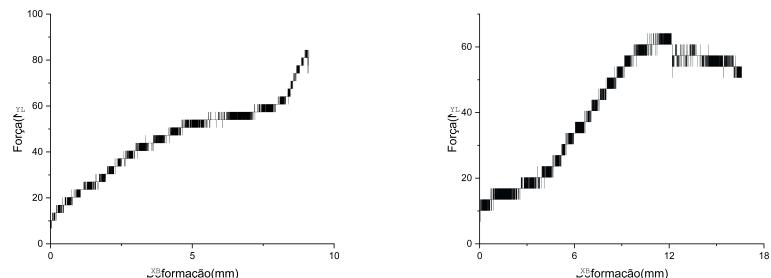
Figura 64 – Amostra de PETG sem estar apoiada no suporte



Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 65 apresenta o gráfico referente a Força X Deformação das amostras encapsuladas com chapa de PETG com espessura de 1 mm.

Figura 65 – a) Amostra 1 (PETG 1 mm) b) Amostra 2 (PETG 1 mm)



Fonte: Elaborado pelo autor

A tabela 24 apresenta os valores resultantes dos ensaios das células com a chapa de PETG de 1 mm como encapsulante, sendo utilizado 2 amostras. É visto que as amostras possuem valores de força e deformação diferentes, com uma diferença de aproximadamente 20 N, diferença bem menor em relação o encapsulante de acrílico de 2 mm. Visto que as amostras não chegaram a se romper, é sabido que elas suportam valores de força e declividades superiores aos captados no ensaio.

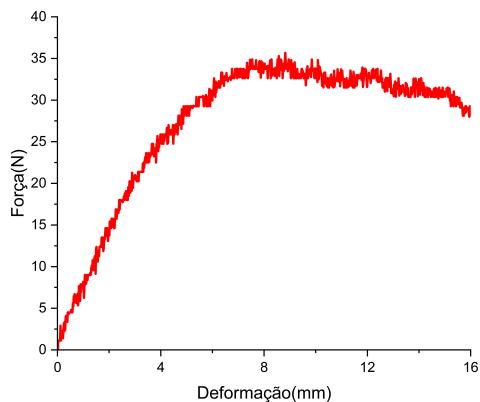
Tabela 24 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos (célula com PETG 1 mm)

Nº amostra	Força Máxima (N)	Declividade
Amostra 1	84,38	9,12
Amostra 2	64,13	16,58

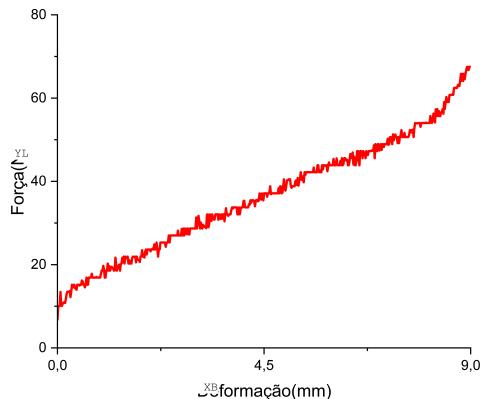
Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 66 ilustra os gráfico médio linear de Força x Deformação dos ensaios realizados em células sem encapsulante, células encapsulantes com chapa de acrílico de 2 mm e células encapsulantes com chapa de PETG de 1 mm , plotado através de uma função já existente no *Origin Pro*.

Figura 66 – Gráfico da média Força x Deformação a) Sem encapsulante b) Acrílico 2 mm c) PETG 1 mm



figuras/Media\_acrilico (forca).png



Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 25 apresenta a média dos resultados dos ensaios de flexão a 4 pontos das

células sem e com encapsulantes. É analisado que nos ensaios com a chapa de acrílico como encapsulante foi necessário uma força maior para ruptura da amostra. A razão entre as forças máximas entre o ensaio com chapa de acrílico e a chapa sem encapsulante foi de 10, já em relação ao PETG 1 mm a razão ficou por volta de 5. Em relação a chapa célula encapsulada com PETG as forças foram quase o dobro em relação a células sem encapsulantes, porém as amostras não foram ensaiadas até o instante da ruptura, devido ao excesso de tempo no ensaio e problemas de deformação da amostra durante o ensaio.

**Tabela 25 – Resultados ensaios de flexão de 4 pontos**

Tipo de amostra	Força Máxima (N)	Declividade
Sem encapsulante	37,13	16,36
Acrílico 2 mm	355,74	11,75
PETG 1 mm	69,19	9,67

Fonte: Elaborado pelo autor

Portanto, no projeto se faz necessário a adoção de encapsulantes junto as células, visando o aumento da resistência mecânica. Para um protótipo mais robusto a chapa de acrílico de 2 mm, se mostra eficiente com uma maior resistência mecânica, porém o aumento de massa no protótipo faz necessário ajustes no sistema de propulsão do protótipo. Para um protótipo mais leve o encapsulante em chapa de PETG 1 mm, atende melhor, com um leve aumento de massa e empregando uma melhora na resistência mecânica em relação a célula sem encapsulante. Apesar da chapa de acrílico apresentar melhores valores de resistência mecânica, a utilização da chapa de PETG permite uma maior deformação, melhor manuseio, menor massa associada ao protótipo e protege contra impactos mecânicos.

## 5.5 Conclusões

Este capítulo desenvolveu uma avaliação das propriedades das células solares sem encapsulantes e com dois tipos de encapsulantes (acrílico e PETG), a avaliação de massa foi realizada através de uma balança digital, a avaliação da potência elétrica foi feita com auxílio de um multímetro no horário definido de 11:00 às 13:00 durante 3 dias e avaliação da resistência mecânica foi realizada através de ensaio de flexão de 4 pontos em uma máquina de ensaio universal. Com base nos resultados obtidos, o trabalho conseguiu alcançar os objetivos de analisar as propriedades da célula solar com e sem os encapsulantes, apresentando dados de massa, potência elétrica e força máxima suportada.

Na avaliação de massa, a célula encapsulada com acrílico de 2 mm possuiu o maior valor médio atrelado com 40,88 g, a célula encapsulada com PETG de 1 mm apresentou um valor médio de massa com uma redução de quase 50%, sendo de 21,82 g. Para o projeto do drone é interessante reduzir massa, afim de não ser necessário um maior empuxo dos motores, portanto, as células encapsuladas com PETG apresentou maior vantagem em relação a massa.

Pelos encapsulantes serem de materiais transparentes, na avaliação da potência elétrica não se obteve diferença significativa entre os valores encontrados para célula sem encapsulante, encapsulada com acrílico 2 mm e encapsulada com PETG 1 mm. Portanto, pode se adotar o encapsulante sem prejudicar na geração de potência elétrica da célula solar.

A adoção de encapsulantes, como o acrílico ou PETG, mostrou-se eficaz para o aumento da resistência mecânica das células solares, sendo necessário ajustar o sistema de propulsão conforme o ganho de massa associado. O encapsulante em acrílico apresentou melhores resultados nos ensaios de flexão de 4 pontos, com uma força máxima de 355,74 N, representando uma resistência mecânica 10 vezes maior em relação a célula solar sem encapsulante. O encapsulante em PETG apresentou um valor de 2 vezes maior em relação a célula sem encapsulante, porém na realidade esse valor é maior, pois existiram problemas técnicos ao longo do ensaio de flexão. Para um projeto mais robusto o encapsulante é acrílico se adequa melhor, porém com mudanças no sistema de propulsão, já em um projeto que não pretende muitas mudanças no sistema de propulsão, o encapsulante em PETG se torna uma melhor opção.

## 6 AVALIAÇÃO DO EMPUXO DE MOTORES BRUSHLESS EM BANCADA DE TESTE

### 6.1 Resumo

Este capítulo apresenta o teste de empuxo em motores brushless em uma bancada fabricada em impressão 3D. O objetivo é analisar o empuxo, corrente e potência elétrica do motor brushless Emax 2213. O estudo desenvolveu-se a partir do dimensionamento, projeto e fabricação da bancada de testes. Realizou a montagem do esquema elétrico da ligação do motor brushless e técnica de incremento da velocidade de 10% em 10%, simulando baterias 2S (7,4V) e 3S (11,1V). Todos os 4 motores testados possuíram um desempenho menor do que o proposto pelo fabricante. O motor 1 apresentou melhor desempenho entre os motores, tanto nos testes com a bateria 2S como na bateria 3S, com esta última bateria o empuxo ficou de 638,5g e potência de 108,9 W. Esses resultados revelam a necessidade de uma manutenção e limpeza dos motores brushless. A bateria 3S se adequa melhor ao projeto, proporcionou na capacidade máxima um valor total de empuxo de 2311g, o dobro do empuxo da bateria 2S.

**Palavras-chave:** Teste. Empuxo. Motor. Potência.

## 6.2 Introdução

Devido à sua versatilidade, que é resultado dos avanços tecnológicos, e à sua capacidade de realizar diversas tarefas civis de forma segura e eficaz, os veículos aéreos não tripulados (VANTs) revolucionaram as ciências aplicadas e a engenharia (Rabiu et al., 2024).

De acordo com Silva (2011) O motor é o dispositivo responsável por converter energia elétrica em mecânica, deverá possuir alto rendimento e proporcionar um empuxo suficiente para a elevação do drone. O desempenho desejado de uma aeronave em seu voo é diretamente proporcional eficiência exercida pelos propulsores, ou seja, conjunto motor/hélice. Devido à grande variedade destes, tornam-se necessários testes experimentais laboratoriais para a identificação do melhor arranjo.

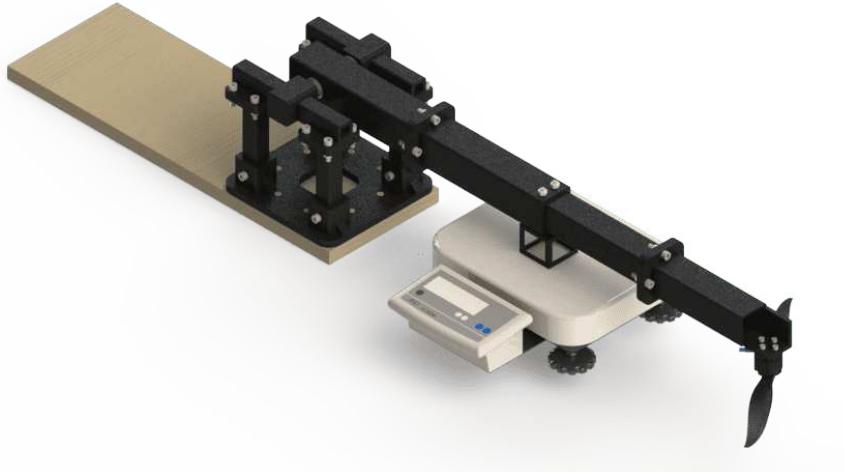
Este presente capítulo tem como objetivo realizar uma análise do empuxo promovido por um motor brushless aplicado a drones, através de teste em bancada. Com o objetivo de avaliar as condições possíveis da potência do motor e averiguar a capacidade de carga máxima atrelada ao drone.

## 6.3 Metodologia

### 6.3.1 *Fabricação e montagem da bancada de teste*

Para a modelagem da bancada de teste foi idealizada uma estrutura leve, desmontável, resistente e adaptável a diversos tipos de motores. A bancada foi projetada com peças que possuem alívios de massa na parte central, componentes com flanges que facilitam a montagem e desmontagem e dimensões que facilitam a locomoção da bancada sem necessitar de auxílio de algum mecanismo. A base madeira permite uma maior fixação da bancada de testes, podendo ser acoplada a grampos em mesas. Na Figura 67 é visto a estrutura modelada.

Figura 67 – Bancada de teste modelada e renderizada em Solidworks



Fonte: Elaborado pelo autor

Para a modelagem da bancada foi escolhido o software SolidWorks®, pela sua intuitividade e familiaridade de uso em outros projetos. Para (AZEVEDO, 2003) o SolidWorks® possui uma interface intuitiva comparada as demais ferramentas CAE, o núcleo matemático do software possui contribuição de várias empresas ou grupos, dentre as contribuições os recursos de MEF do Software de Desenho CAD/CAM/CAE que integra outras ferramentas, possui como motor de simulação o software utilizado para Método de Elementos Finitos.

O conjunto é formado por 16 componentes, sendo as peças fabricadas em impressão 3D com filamento de PLA no Laboratório de Engenharia e Sistema de Computação na Universidade Federal do Ceará (LESC-UFC). Adotou- se o método de impressão 3D devido a facilidade e a rápida fabricação, na montagem do conjunto unitário foram necessários 64 fixadores de diversos tamanhos para a união entre os componentes. Na Tabela 26 é possível identificar o componente, material, massa e quantidade de cada peça na montagem.

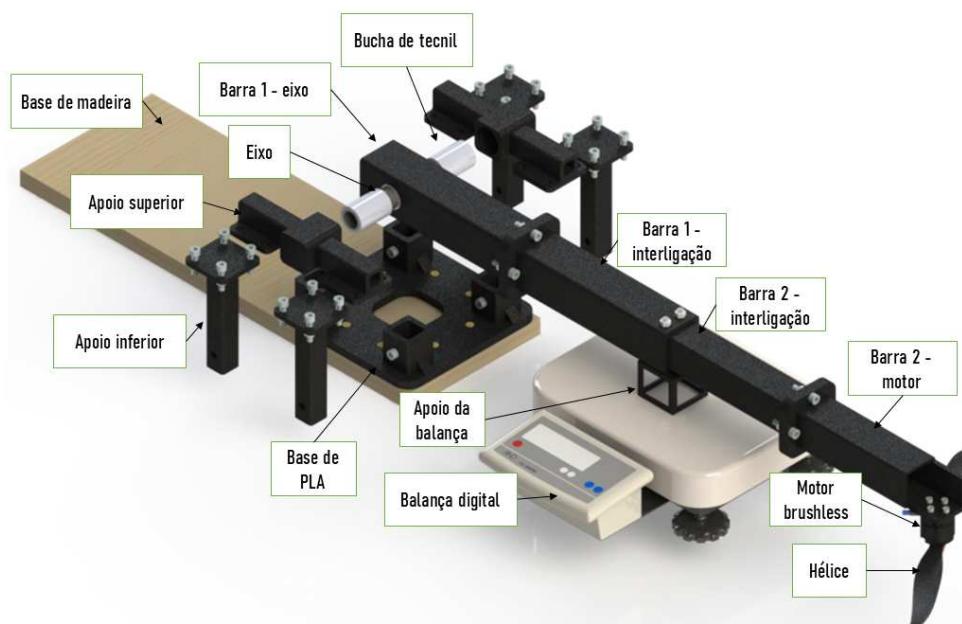
**Tabela 26 – Componentes bancada de teste de empuxo**

Componente	Quantidade	Material	Massa(g) - unidade
Base de madeira	1	Madeira	359,04
Base de PLA	1	PLA	273,19
Apoio inferior	4	PLA	43,26
Apoio superior flangeado	2	PLA	84,77
Barra 1 com furo no eixo	1	PLA	130,37
Barra 1 com interligação	1	PLA	133,98
Barra 2 com interligação	1	PLA	81
Barra 2 fixação do motor	1	PLA	94,69
Apoio balança	1	PLA	11,52
Bucha de tecnil	2	Tecnil	6,74
Eixo	1	Aço SAE 1020	109,57
Balança digital	1	-	332

Fonte: Elaborado pelo autor

Para medição do empuxo no motor brushless é necessário o movimento de rotação da parte central da bancada sobre o eixo, de modo que, exista um braço de alavanca para avaliar o força de empuxo sobre a balança digital. Para isso a bancada conta com um eixo metálico apoiado sobre buchas de tecnil alocadas em apoios fabricados em PLA. Para mensurar o empuxo o apoio da balança fica posicionado na parte central da balança a uma distância de 300 mm do centro do eixo de rotação e 300 mm do centro do motor. A Figura 68 exibe uma vista explodida da bancada de teste com descrição das peças.

**Figura 68 – Bancada de teste em vista explodida**



Fonte: Elaborado pelo autor

### 6.3.2 *Esquema de ligação do motor e programação do microcontrolador com incremento de velocidade*

Para ligar o motor e realizar o teste em bancada foram necessários a montagem do esquema elétrico de ligação do motor brushless e a programação via microcontrolador arduino para controle e incremento de velocidade. Para o teste foi utilizado uma fonte de alimentação do modelo MagnaPower TSD250-40/380+HS com valores máximos de corrente 40 A e de tensão 250 V, equipamento disponível no Laboratório de Condicionadores de Energia (LCE-UFC), porém para o experimento foi configurado a fonte para valores máximos de corrente de 15 A e de tensão de 20 V, como medidas de segurança durante o experimento. A Tabela 27 apresenta os componentes eletrônicos necessários para realização do teste.

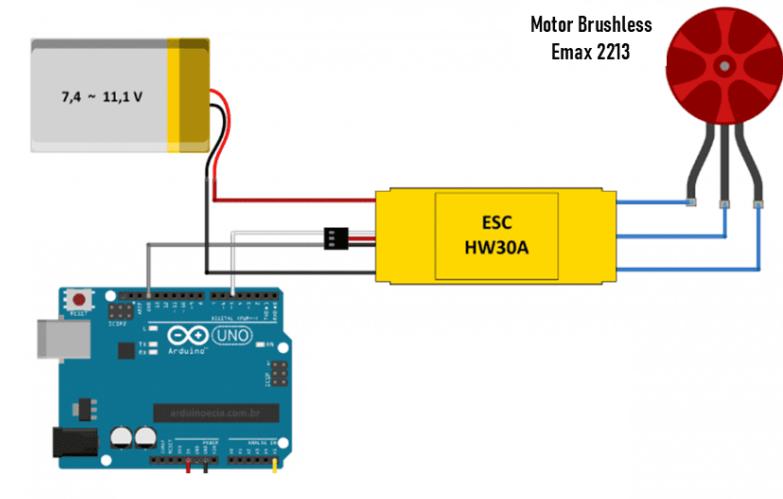
Tabela 27 – Componentes eletrônicos necessários para o teste

Componente	Quantidade
Arduíno	1
Protoboard	1
ESC	1
Motor brushless	4
Cabos	-
Fonte	1
Conecotor XT60	2

Fonte: Elaborado pelo autor

O incremento de velocidade foi definido no valor de 10%, realizando no total 8 medições com o valor inicial mínimo com 30% e o valor máximo de 100% da potência total do motor, visto que valores menores de 30% não foram detectados corrente elétrica. Os valores de corrente e tensão são disponibilizados pela fonte MagnaPower e o valor do empuxo medido pela balança digital. A Figura 69 exibe o esquema de ligação do motor e o Apêndice B apresenta o código de programação utilizado no Arduíno.

Figura 69 – Esquema de ligação motor brushless

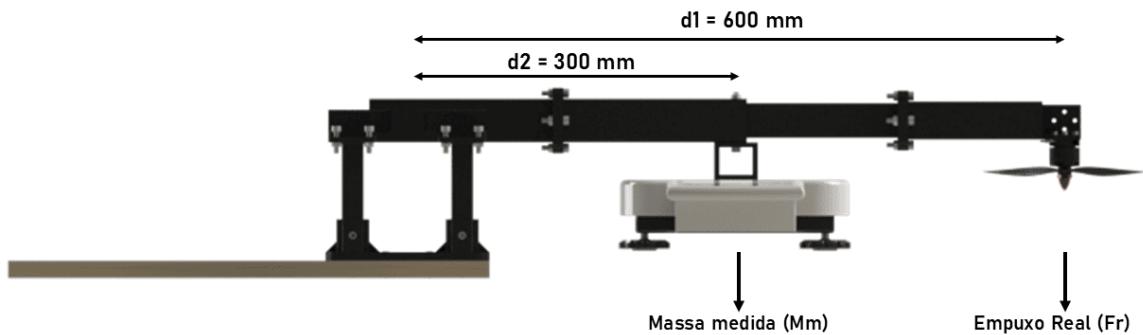


Fonte: Elaborado pelo autor

### 6.3.3 *O experimento*

O motor alocado na extremidade da bancada possui uma hélice acoplada que é responsável por realizar a movimentação de massas de ar e gerar propulsão do sistema. O motor utilizado foi o Emax 2213-935 Kv com uma hélice 1045, modelo de hélice recomendada pelo fabricante, esse conjunto foi escolhido, pois foi o mesmo utilizado nos protótipos propostos por Velandia (2018) e já estavam disponíveis para teste, sem a necessidade de adquirir outro conjunto. A Figura 70 apresenta o funcionamento da bancada de testes.

Figura 70 – Diagrama de forças - Bancada de testes



Fonte: Elaborado pelo autor

Através do conceito físico de alavanca, o empuxo é calculado através da Equação 6.1. A distância do eixo de rotação da barra até o centro do motor tem 600 mm, e a distância do centro da balança ao eixo de rotação é de 300 mm.  $F_r$  é à força de empuxo real e  $F_{em}$  é a força de empuxo obtido através da multiplicação entre  $M_m$  (massa indicada pela balança) e a gravidade.

$$F_r * d_1 = M_m * d_2 * 9,81 \quad (6.1)$$

O valor da potência do motor é definido de 0 a 180 pelo programado adotado no arduíno, apresentado no apêndice B iniciando do valor 18, correspondente a 10%, é medido corrente e tensão elétrica pela fonte de alimentação e o empuxo pela balança digital. Ao final de cada medição é incremetada a potência em 10% até alcançar a potência máxima. A Figura 71 exibe o teste realizado em bancada.

Figura 71 – Bancada de teste montada



Fonte: Elaborado pelo autor

O experimento foi realizado para os 4 motores brushless Emax 2213 - 935 Kv, com valor de tensão configurado para 7,4 V, referente a uma bateria 2S e para o valor de 11,1 V, referente a uma bateria 3S. O intuito de realizar o teste com uma tensão igual a de uma bateria 3S é para comparar os valores de corrente e empuxo disponibilizados pelo fabricante para esse mesmo conjunto de motor e hélice, visto na Tabela 28.

Tabela 28 – Dados de empuxo disponibilizados pelo fabricante do conjunto motor brushless Emax 2213 e hélice 1045

Corrente (A)	Potência (W)	Empuxo (g)
1	11	130
2	22	220
3	33	290
4	44	370
5	55	430
6	66	480
7	77	540
8	88	590
9	99	640
9,6	106	670

Fonte: Elaborado pelo autor

## 6.4 Resultados e discussões

No teste foi visto que para valores de 10% e 20% de potência do motor o empuxo era desprezível, então, dados foram coletados a partir de 30% de potência do conjunto, e no valor de potência de 80% o motor já passa operar na potência máxima, mantendo os valores inalterados quando chega em 90% e 100%.

### 6.4.1 Avaliação - Empuxo (Bateria 2S - 7,4V)

O experimento, primeiramente, foi realizado simulando uma bateria 2S, visto que é uma possibilidade de bateria a ser utilizada no projeto, os valores encontrados são menores em comparação aos dados do fabricante, pois no fabricante a bateria utilizada foi uma 3S. A Tabela 29 apresenta os resultados de potência e empuxo para o motor 1, com um valor de potência máxima de 40,55W e empuxo de 318g.

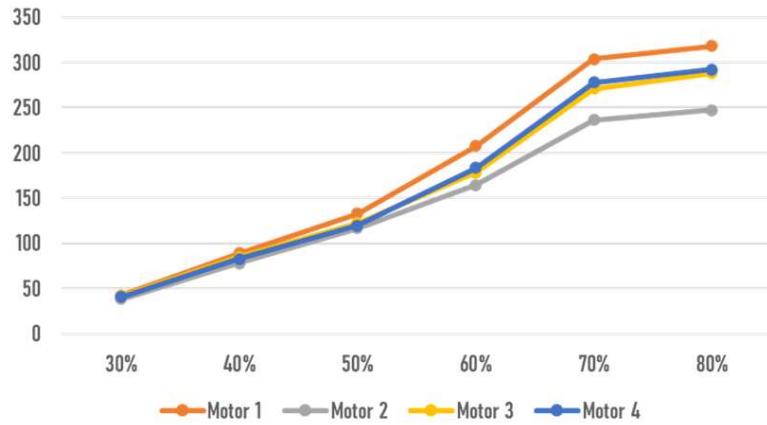
Tabela 29 – Teste de empuxo - Motor 1 (Bateria 2S - 7,4V)

Incremento(%)	Corrente (A)	Potência (W)	Valor medido na balança (g)	Empuxo (g)
30%	0,56	4,144	85	42,5
40%	1,26	9,324	178	89
50%	1,97	14,578	265	132,5
60%	3,07	22,718	415	207,5
70%	5,09	37,666	607	303,5
80%	5,48	40,552	636	318
90%	5,48	40,552	636	318
100%	5,48	40,552	636	318

Fonte: Elaborado pelo autor

Afim de visualizar uma análise comparativa entre o empuxo dos drones durante os testes, o gráfico 72 apresenta o incremento de potência nos 4 motores. É visto que a partir de 50% começa a ver uma diferença aparente entre os empuxos e só vai aumentando com maiores valores de incremento. O motor 1 possuiu o melhor desempenho, os motores 3 e 4 possuiram desempenho similares e o motor 2 possuiu o pior desempenho.

Figura 72 – Incremento(%) x Empuxo (g) - Bateria 2S (7,4 V)



Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 30 exibe os valores máximos de corrente, potência e empuxo dos 4 motores. Entre os motores o que apresentou maior empuxo foi o motor 1 com o valor de 318 g e o que apresentou um menor valor foi o motor 2 com o valor de 247,5 g representando uma diferença de 22,17%. Considerando um projeto de drone com uma bateria 2S o protótipo possui a capacidade máxima de empuxo de 1145,5 g.

Tabela 30 – Valores máximos dos 4 motores (Bateria 2S - 7,4V)

Motor	Corrente (A)	Potência (W)	Empuxo (g)
1	5,48	40,55	318
2	4,96	36,70	247,5
3	5,16	38,18	288
4	5,25	38,85	292

Fonte: Elaborado pelo autor

#### 6.4.2 Avaliação - Empuxo (Bateria 3S - 11,1V)

Para comparar os dados experimentais com os valores disponibilizados pelo fabricante, foram realizados testes simulando uma bateria 3S. A Tabela 31 apresenta o teste do motor 1 para uma bateria 3S, em relação ao valor de empuxo, o motor 1 alcançou 638,5 g na potência máxima, ou seja, 32,5 g a menos que o valor exposto pelo fabricante na Tabela 28, sendo 4,85% de perda de empuxo.

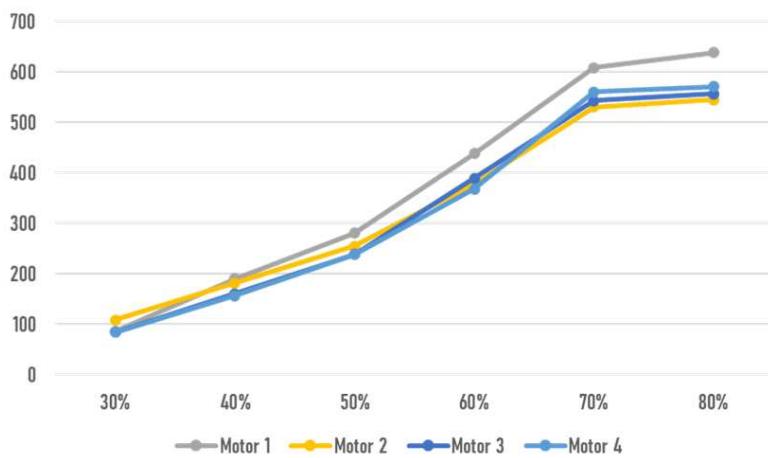
Tabela 31 – Teste de empuxo - Motor 1 (Bateria 3S - 11,1 V)

Incremento(%)	Corrente (A)	Potência (W)	Valor medido na balança (g)	Empuxo (g)
30%	0,9	9,9	170	85
40%	2	22	379	189,5
50%	3,29	36,19	560	280
60%	5,82	64,02	877	438,5
70%	9,32	102,52	1217	608,5
80%	9,9	108,9	1277	638,5
90%	9,9	108,9	1277	638,5
100%	9,9	108,9	1277	638,5

Fonte: Elaborado pelo autor

Com o intuito de uma analisar o empuxo dos drones durante os testes, o gráfico 73 apresenta o incremento de potência nos 4 motores. A partir de 40% de incremento é perceptível uma diferença em que o motor 1 fica com valores acima dos demais motores, que seguem com valores bem similares.

Figura 73 – Incremento(%) x Empuxo (g) - Bateria 3S (11,1 V)



Fonte: Elaborado pelo autor

A Tabela 32 apresenta os valores máximos de corrente, potência e empuxo dos 4 motores para a bateria 3S. Entre os motores o que apresentou maior empuxo foi o motor 1 com o valor de 638,5 g e o que apresentou um menor valor foi o motor 2 com o valor de 545 g. Todos os motores testados possuiram desempenho inferior em relação aos dados do fabricante, a maior perda presente foi no motor 2 com um valor de perda de 18,65%. Essa perda pode ser associada a existência de desbalanceamento, desgate de peças internas (motores sem manutenção desde

2018) e variação entre unidades fabricadas. Considerando um projeto de drone com uma bateria 3S o protótipo possui a capacidade máxima de empuxo de 2311 g, sendo o dobro do empuxo disponibilizado por uma bateria 2S.

Tabela 32 – Valores máximos dos 4 motores (Bateria 3S - 11,1V)

Motor	Corrente (A)	Potência (W)	Empuxo (g)
1	9,9	108,90	638,5
2	8,76	97,24	545
3	9,21	102,23	556,5
4	9,54	105,89	571

Fonte: Elaborado pelo autor

## 6.5 Conclusões

Este capítulo desenvolveu uma avaliação do empuxo produzido em gramas por motores brushless do modelo Emax 2213-935 kV, através de uma bancada de testes fabricada em impressão 3D e com ligação do motor por microcontrolador Arduino Uno. Com base nos resultados obtidos, o trabalho conseguiu alcançar os objetivos de analisar o empuxo dos 4 motores, apresentando dados de corrente elétrica, potência elétrica e empuxo, dados esses simulados para dois tipos de baterias (2S - 7,4V e 3S - 11,1V) através de fonte eletrônica.

Todos os 4 motores testados possuíram um desempenho menor do que o proposto pelo fabricante. O motor 1 apresentou melhor desempenho entre os quatro motores, tanto nos testes com a bateria 2S como na bateria 3S, com essa última bateria o empuxo ficou de 638,5g e potência de 108,9 W. Em relação aos dados do fabricante, o motor 1 necessitou de uma maior potência e resultou em um empuxo menor, com perda de 4,85% de empuxo. O motor 2 possuiu o menor desempenho com um empuxo de 545g e potência de 97,24 W, com perda de 18,65% em relação aos dados do fabricante, com a possibilidades de alguns fatores para essa diferença como: desbalanceamento, desgaste de peças internas (motores sem manutenção desde 2018) e variação entre unidades fabricadas. Os motores 3 e 4 possuíram desempenho similares, porém com valores abaixo do motor 1.

Entre os motores foi visto que a partir do incremento de 50% , para a bateria 2S, e 40% , para a bateria 3S, é perceptível uma diferença em que o motor 1 fica com valores acima dos demais motores, que seguem com valores bem similares. Esses resultados revelam a necessidade de uma manutenção e limpeza dos motores brushless, visto que foram adquiridos no ano de 2018 e não foram realizados esses procedimentos, visando aumentar a vida útil e eficiência.

A simulação utilizando as baterias 2S e 3S foi com objetivo de avaliar o somatório do empuxo dos 4 motores que mais se adequam ao projeto do drone, a bateria 2S proporciona um menor empuxo total na capacidade máxima com um valor de 1145,5 e a bateria possui um valor médio de massa de 124g. Já a bateria 3S proporciona empuxo total na capacidade máxima com um valor de 2311g e a bateria possui um valor médio de massa de 200g. Apesar da bateria 3S possuir maior massa e maiores dimensões em relação a bateria 2S, ela se adequa melhor ao projeto visto proporcionar o dobro do empuxo.

## 7 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Portanto, esse trabalho buscou aplicar melhorias e inovações no âmbito aerodinâmico, estrutural e na propulsão em um drone multirotor híbrido solar. Foram feitas diversas análises com resultados obtidos ao longo dos experimentos. Porém, ainda se faz necessário aplicar alguns estudos para concepção concreta do protótipo.

Como sugestões para trabalhos futuros para concepção do protótipo: Estudos de navegação e dos circuitos elétricos do protótipo são essenciais para definir os dispositivos de controles, com a montagem do circuito e programação de comando. Adoção de um perfil mais aerodinâmico, seguindo um perfil de gota com aplicação das células solares encapsuladas de PETG 1 mm ao longo do corpo do drone. Definição do material aplicado a estrutura do drone, afim de minimizar o valor de massa e priorizando a aerodinâmica do protótipo e avaliar se o sistema de propulsão atende a massa atrelada. Realizar ajustes nos apoios de ensaio mecânico de flexão de 4 pontos, afim de alcançar resultados mais confiáveis para o encapsulante de PETG 1 mm. Avaliar as possibilidades de fabricação da estrutura do protótipo com um análise de custos atrelada.

## REFERÊNCIAS

- ABDULRAHMAN, G. A.; QASEM, N. A.; ABDELRAHMAN, W. G.; ABDALLAH, A. M. A review of powering unmanned aerial vehicles by clean and renewable energy technologies. **Sustainable Energy Technologies and Assessments**, Elsevier, v. 73, p. 104150, 2025.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM C158-02**: Flexural bend testing for glass – test resources. Estados Unidos: ASTM, 2017.
- ANDERSON, J. D.; WENDT, J. **Computational fluid dynamics**. [S. l.]: Springer, 1995. v. 206.
- ANSYS, C. **Solver theory guide**, release 17.1. Estados Unidos. ANSYS Inc, 2016.
- ARAFAT, M.; ISHAK, I.; MARUAI, N.; RAZIF, M.; SAKRI, F.; ANUGRAHA, R. Cfd assessment for small uav propeller aerodynamics. **CFD Letters**, Elsevier, v. 17, p. 81–92, 2025.
- ARAÚJO, C. A. Bibliometria: evolução histórica e questões atuais. **Em questão**, v. 12, n. 1, p. 11–32, 2006.
- AZEVEDO, Á. F. Método dos elementos finitos. **Faculdade de Engenharia da universidade do Porto**, v. 1, n. 7, 2003.
- BOUCHER, R. History of solar flight. In: **20th joint propulsion conference**, 1984, Cincinnati [S. l.: s. n.], 1984. p. 14-29.
- BUDIMAN, A. S.; PUTRI, D. N. N.; CANDRA, H.; DJUANA, E.; SARI, T. K.; AJI, D. P.; PUTRI, L. R.; SITEPU, E.; SPEAKS, D.; PASANG, T. Crack catcher ai-enabling smart fracture mechanics approaches for damage control of thin silicon cells or wafers. **Solar Energy Materials and Solar Cells**, Elsevier, v. 273, p. 112927, 2024.
- DEMOLINARI, H. C. **Projeto de construção um drone hexacóptero**. 2016. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal Fluminense, Rio de Janeiro, 2016.
- DIAS, A. S. **Rastreador do ponto de máxima potência para um veículo aéreo não tripulado (vant) do tipo quadrimotor alimentado somente por energia fotovoltaica**. 70 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2021.
- DUFFIE, J. A.; BECKMAN, W. A.; BLAIR, N. **Solar engineering of thermal processes, photovoltaics and wind**. [S. l.]: John Wiley & Sons, 2020.
- FADIGAS, E. Energia solar fotovoltaica: fundamentos, conversão e viabilidade técnicoeconômica. **Grupo de Energia Escola Politécnica Universidade de São Paulo**, p. 32, 2012.
- FAHLSTROM, P. G.; GLEASON, T. J.; SADRAEY, M. H. **Introduction to UAV systems**. [S. l.]: John Wiley & Sons, 2022.
- FOX, R. M.; PRITCHARD, A. Pj introdução à mecânica dos fluidos. **SP: Editora LTC**. ed, v. 7, 2010.

FRANZOI, E.; KNOP, R. B. V. Utilização de fluidodinâmica computacional para otimização de eficiência em um trocador de calor casco tubo. **Revista da UNIFEBE**, v. 1, n. 27, 2022.

GANG, B. G.; KWON, S. Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems. **International Journal of Hydrogen Energy**, Elsevier, v. 43, n. 20, p. 9787–9796, 2018.

GONÇALVES, A. S. A. A. **Desenvolvimento de Novos Produtos na Indústria de Veículos Comerciais**. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gestão Industrial) – Universidade de Aveiro, Aveiro, 2010.

GONZÁLEZ, K. J. S. **Diseño y estudio de factibilidad económica de un prototipo de sistema aéreo no tripulado de vigilancia**. Tese (Doutorado) – Universidad de San Carlos de Guatemala, 2015.

HASSANALIAN, M.; ABDELKEFI, A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. **Progress in Aerospace sciences**, Elsevier, v. 91, p. 99–131, 2017.

HERRERO, R. A. et al. **Drone design**. Dissertação (Mestrado) – Dumluipinar University, 2017.

HIBBEKER, R.C. Resistência dos Materiais. 2007. Estados Unidos. Ed. Pearson

HOFFMANN, F.; GODDEMEIER, N.; BERTRAM, T. Attitude estimation and control of a quadrocopter. *In: IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S. l.], 2010, Taipei, 2010. p. 1072–1077.

HUGHES, A.; DRURY, B. Electric motors and drives: fundamentals, types and applications. [S. l.]: Newnes, 2019. ·

INAN, A. T.; ÇETIN, B. Cfd analysis of aerodynamic characteristics in a square-shaped swarm formation of four quadcopter uavs. **Applied Sciences**, MDPI, v. 14, n. 15, p. 6820, 2024.

JOHNSON, W. **Helicopter theory**. [S. l.]: Courier Corporation, 2012.

LEI, Z. Development of a solar-powered unmanned aerial vehicle. *In: 52nd Aerospace Sciences Meeting*. [S. l.: s. n.], 2014, Maryland, 2014. p. 05-39.

LEISHMAN, J. G. **A history of helicopter flight**. [S. l.]: University of Maryland, 2000.

LIMA, G. V. et al. **Modelagem dinâmica e controle para navegação de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**. Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2015.

LONG, Y.; ZHANG, H.; WANG, X.; XU, G. **Uav-assisted emergency response: An interdisciplinary perspective**. *In: Leveraging Transdisciplinary Engineering in a Changing and Connected World*. [S. l.]: IOS Press, 2023. p. 771–780.

MOGENSEN, K. N. Motor-control considerations for electronic speed control in drones. **Analog Applications Journal [online]**. Texas Instruments, 2016.

NEWCOME, L. R. **Unmanned aviation: a brief history of unmanned aerial vehicles**. [S. l.]: Aiaa, 2004.

PAN, Z.; AN, L.; WEN, C. Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles. **Applied Energy**, Elsevier, v. 240, p. 473–485, 2019.

PAZ, C.; SUÁREZ, E.; GIL, C.; BAKER, C. Cfd analysis of the aerodynamic effects on the stability of the flight of a quadcopter uav in the proximity of walls and ground. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Elsevier, v. 206, p. 104378, 2020.

QUAN, Q. **Introduction to multicopter design and control**. [S. l.]: Springer, 2017.

QUEVEDO-SILVA, F.; SANTOS, E. B. A.; BRANDÃO, M. M.; VILS, L. Estudo bibliométrico: orientações sobre sua aplicação. **Revista Brasileira de Marketing**, Universidade Nove de Julho, v. 15, n. 2, p. 246–262, 2016.

RABIU, L.; AHMAD, A.; GOHARI, A. Advancements of unmanned aerial vehicle technology in the realm of applied sciences and engineering: A review. **Journal of Advanced Research in Applied Sciences and Engineering Technology**, v. 40, n. 2, p. 74–95, 2024.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. [S. l.]: Cengage learning, 2013.

ROSKAM, J. **Airplane flight dynamics and automatic flight controls**. [S. l.]: DARcorporation, 1998.

SÁ, R. C. **Construção, modelagem dinâmica e controle pid para estabilidade de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadrirotor**. Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2012.

SANDOVAL, P.; CORNEJO, P.; TINAPP, F. Evaluating the longitudinal stability of an uav using a cfd-6dof model. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 43, p. 463–470, 2015.

SANTOS, L. F. L.; LIMA, C. P. **Projeto de um drone utilizando técnicas de engenharia**. Associação Educacional Dom Bosco, Resende, 2023.

SILVA, L. P.; CORDEIRO, C. S. **Quadricóptero, aspectos gerais e análises da propulsão elétrica**. Rio de Janeiro, 2011.

SIMON, F.; DECK, S.; GUILLEN, P.; SAGAUT, P.; MERLEN, A. Numerical simulation of the compressible mixing layer past an axisymmetric trailing edge. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 591, p. 215–253, 2007.

SOUZA, S. A. D. **Ensaios mecânicos de materiais metálicos: Fundamentos teóricos e práticos**. [S. l.]: Editora Blucher, 1982.

SUDIRMAN, M.; HOOFF, T. van; GILLMEIER, S.; BLOCKEN, B. Validation study of cross-ventilation in a realistic building geometry: Rans, sas and les. **Building and Environment**, Elsevier, v. 269, p. 112354, 2025.

SUN, Y. **Modeling, identification and control of a quad-rotor drone using low-resolution sensing**. 2012. Tese (Doutorado) – University of Illinois, Urbana-Champaign, 2012.

TAKIZAWA, K.; TEZDUYAR, T. E.; MOCHIZUKI, H.; HATTORI, H.; MEI, S.; PAN, L.; MONTEL, K. Space–time vms method for flow computations with slip interfaces (st-

si). **Mathematical Models and Methods in Applied Sciences**, World Scientific, v. 25, n. 12, p. 2377–2406, 2015.

TAVARES, J.; GALDINO, M. **Manual de engenharia para sistemas fotovoltaicos**. Rio de Janeiro: CEPEL-CRESESB, 2014.

TOLMASQUIM, M. T. et al. Energia renovável: hidráulica, biomassa, eólica, solar, oceânica. **Rio de Janeiro: EPE**, v. 1, n. 1, p. 10, 2016.

TOWNSEND, A.; JIYA, I. N.; MARTINSON, C.; BESSARABOV, D.; GOUWS, R. A comprehensive review of energy sources for unmanned aerial vehicles, their shortfalls and opportunities for improvements. **Heliyon**, Elsevier, v. 6, n. 11, 2020.

TU, J.; YEOH, G. H.; LIU, C.; TAO, Y. **Computational fluid dynamics: a practical approach**. [S. l.]: Elsevier, 2023.

VELANDIA, W. F. O. **Dimensionamento e instalação de um sistema solar fotovoltaico em um veículo aéreo não tripulado (VANT) do tipo multirotor alimentado somente por energia fotovoltaica**. 87 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2018.

VERSTEEG, H. K. **An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method**, 2/E. [S. l.]: Pearson Education India, 2007.

VILLALVA, M. G.; GAZOLI, J. R. **Energia solar fotovoltaica: conceitos e aplicações**. São Paulo: Érica, v. 2, 2012.

YANG, X.; ZENG, G.; CAO, Z.; HUANG, X.; ZHAO, J. Novel parameter identification for complex solar photovoltaic models via dynamic l-shade with parameter decomposition. **Case Studies in Thermal Engineering**, Elsevier, v. 61, p. 104938, 2024.

YEDAMALE, P. Brushless dc (bldc) motor fundamentals. **Microchip Technology Inc**, v. 20, n. 1, p. 3–15, 2003.

ZHU, X.; GUO, Z.; HOU, Z. Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges. **Progress in aerospace sciences**, Elsevier, v. 71, p. 36–53, 2014.

## APÊNDICE A – CÓDIGO EM R UTILIZADO PARA UNIÃO E REMOÇÃO DE DUPLICATAS NA BASE DE DADOS

```
1 install.packages("devtools")
2 devtools::install_github("massimoaria/pubmedR")
3 install.packages("pubmedR")
4 install.packages("rio")
5 devtools::install_github("massimoaria/bibliometrix")
6 install.packages("bibliometrix", dependencies = TRUE)
7 install.packages("jsonlite", type = "source")
8
9 #Carregar pubmed
10 library(pubmedR)
11
12 # Carregar bibliometrix
13 library(bibliometrix)
14
15 A <- convert2df("C:/Users/caiom/Downloads/scopus_total.bib",
16 , dbsource = 'scopus', format = "bibtex")
16 B <- convert2df("C:/Users/caiom/Downloads/wof_total.bib",
17 , dbsource = 'isi', format = "bibtex")
18
18 # Juntar bases de dados, scopus e Web Science e remover
19 # duplicatas
20
20 J <- mergeDbSources(A, B, remove.duplicated = TRUE)
21
21 # Exportar para csv
22
22
23 rio::export(J, file="C:/Users/caiom/Desktop/bib/J.xlsx")
24
25 resultados <- biblioAnalysis(J, sep = ";")
26
```

```
27 resumo <- summary(object = resultados, k = 10)
28
29 # plot(resultados, k=10)
30
31 biblioshiny()
32 }
```

## APÊNDICE B – CÓDIGO PARA LIGAÇÃO DO MOTOR BRUSHLESS POR ARDUINO

```
1
2 #include <Servo.h>
3
4 Servo ESC;
5 int pino_motor = 6;
6 int comm_read;
7
8 void setup() {
9     Serial.begin(9600);
10    ESC.attach(pino_motor, 1000, 2000);
11    Serial.println("Aguardando 5 segundos....");
12    delay(5000);
13 }
14
15 void loop() {
16     // Verifica se h    dados dispon veis na porta serial
17     if (Serial.available() > 0) {
18         // L    o valor da porta serial
19         comm_read = Serial.parseInt();
20         // Se um valor v    lido for recebido
21         if (Serial.read() == '\n') { // Verifica se o caractere
22             de nova linha foi recebido
23             // Limita o valor entre 0 e 180
24             comm_read = constrain(comm_read, 0, 180);
25             // Mostra o valor lido no serial monitor
26             Serial.print("Valor Recebido: ");
27             Serial.println(comm_read);
28     }
```

```
29
30    }
31    //Envia o valor para o motor
32    ESC.write(comm_read);
33 }
```

## APÊNDICE C – PRODUÇÕES CIENTÍFICAS DURANTE O MESTRADO

**PRODUÇÃO 1/6:** <https://doi.org/10.47168/rbe.v30i1.840>

Revista Brasileira de Energia | Vol. 30, Nº 1, 1º Trimestre de 2024

**28**

### METODOLOGIA DE DIMENSIONAMENTO DE PLANTAS FOTOVOLTAICAS FLUTUANTES EM LAGOS URBANOS E RESERVATÓRIOS

Breno Bezerra Freitas<sup>1</sup>  
 Caio Ramos de Menezes<sup>1</sup>  
 Cinthya Martins Felix<sup>1</sup>  
 Daniel Rebouças Jaguaribe<sup>1</sup>  
 Dionízio Porfirio de Assis<sup>1</sup>  
 Francisco Elmo Lima Uchoa Filho<sup>1</sup>  
 Gabriel Henrique Mesquita Pinheiro<sup>1</sup>  
 João Paulo Dias Liberato<sup>1</sup>  
 Karol Damasceno Cysne<sup>1</sup>  
 Kennedy Romualdo Guedes Coimbra<sup>1</sup>  
 Marcelo Rocha Braga<sup>1</sup>  
 Otacilio José de Macedo Nunes<sup>1</sup>  
 Paulo Cesar Marques de Carvalho<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Ceará

DOI: 10.47168/rbe.v30i1.840

**PRODUÇÃO 2/6:** <https://doi.org/10.5151/2594-5327-41259>

1º Manutenção e Engenharia de Projetos



### PROJETO E FABRICAÇÃO DE ACESSÓRIOS PARA ENSAIO MECÂNICO DE FLEXÃO\*

Caio Ramos de Menezes<sup>1</sup>  
 Ana Fabiola Leite Almeida<sup>2</sup>  
 Francisco Nivaldo Aguiar Freire<sup>3</sup>  
 Luiz Soares Júnior<sup>4</sup>  
 Francisco Felipe de Moraes Fideles<sup>5</sup>  
 Francisco Vitor Rosa de Lima<sup>6</sup>

#### Resumo

Este trabalho retrata sobre o projeto e a fabricação de acessórios para ensaio mecânico de flexão. O objetivo é conceber apoios para realização de ensaios de flexão em materiais cerâmicos, compósitos e polímeros em um laboratório da Universidade Federal do Ceará. O estudo se desenvolveu a partir da idealização e concepção do desenho mecânico e na fabricação por usinagem em equipamentos convencionais e máquinas com comando numérico computadorizado. Foram projetados e fabricados dois conjuntos de apoios, totalizando 10 peças e 20 fixadores em cada conjunto. Os resultados da pesquisa confirmam a construção de um protótipo com um sistema de regulagem adequado para os ensaios de flexão tanto a três pontos com a quatro pontos e com um custo associado abaixo do valor de acessórios já comercializados no mercado. No entanto, sugere-se a análise de elementos finitos para validação da possibilidade de realizar ensaios de flexão em materiais metálicos.

**Palavras-chave:** Ensaio; Flexão; Projeto; Fabricação.

## PRODUÇÃO 3/6: <https://doi.org/10.56083/RCV5N2-062>

INÍCIO / ARQUIVOS / V. 5 N. 2 (2025) / Artigos

### EVALUATION OF THE THRUST OF BRUSHLESS MOTORS ON A TEST BENCH

Caio Ramos de Menezes

 PDF (ENGLISH)

Rodrigo Costa Matos

PUBLICADO

Ana Fabíola Leite Almeida

2025-02-13

Francisco Nivaldo Aguiar Freire

DOI: <https://doi.org/10.56083/RCV5N2-062>

COMO CITAR

Palavras-chave: test, thrust, motor, power

Menezes, C. R. de, Matos, R. C., Almeida,

## PRODUÇÃO 4/6: Submetido - Aguardando aprovação - Revista Brasileira de Energia Solar (ISSN:2526-2831) - Qualis B4

Revista Brasileira de Energia Solar - Ano (XX) - Volume (XX) - Número (XX) - MES de ANO - p. (XX) - (XX)

### VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS COM APLICAÇÕES OU MOVIDOS A ENERGIA SOLAR: ANÁLISE BIBLIOMÉTRICA

Caio Ramos de Menezes - caiomenezes470@gmail.com

Universidade Federal do Ceará, Departamento de Engenharia Mecânica

Ana Fabíola Leite Almeida - anafabíola@ufc.br

Universidade Federal do Ceará, Departamento de Engenharia Mecânica

Francisco Nivaldo Aguiar Freire - nivaldo@ufc.br

Universidade Federal do Ceará, Departamento de Engenharia Mecânica

**Resumo.** Este trabalho retrata análise bibliométrica de drones com aplicação ou movidos a energia solar. O objetivo é conceber uma avaliação acerca das tendências de produções científicas na temática. O estudo se desenvolveu a partir da seleção e buscas nas bases Scopus e Web of Science com escolha de palavras-chave para criação do banco de dados. Realizou a unificação e remoção de duplicatas nos dados através de programa na linguagem R. Foram 404 documentos analisados, revelando os autores, países, periódicos e artigos mais relevantes. Os resultados da pesquisa confirmam a tendência de crescimento de pesquisas com essa temática e a China como a nação que mais produz artigos e possui o autor com mais produções, além de possuir autoria nos artigos mais citados.

Palavras-chave: Bibliometria, Solar, Drone.

**PRODUÇÃO 5/6:** Submetido - Aguardando aprovação - Revista Acta Polytechnica  
(ISSN:1805-2363) - Qualis A4

*Acta Polytechnica* 00(0):1-7, 0000  
© 2025 The Author(s). Licensed under a CC-BY 4.0 licence  
PREPRINT 2025-01-22

1		61
2	COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS SIMULATION OF THREE	62
3	PROPOSED UNMANNED AERIAL VEHICLE PROTOTYPES	63
4	POWERED BY PHOTOVOLTAIC SOLAR ENERGY	64
5		65
6		66
7	CAIO RAMOS DE MENEZES <sup>a,*</sup> , ANA FABÍOLA LEITE ALMEIDA <sup>a</sup> ,	67
8	FRANCISCO NIVALDO AGUIAR FREIRE <sup>a</sup> , RODRIGO COSTA MATOS <sup>a</sup> ,	68
9	VANJA FONTENELE NUNES <sup>b</sup> , ANTÔNIO SÉRGIO BEZERRA SOMBRA <sup>b</sup>	69
10		70
11		71
12	<sup>a</sup> Federal University of Ceará (UFC), Graduate Program in Mechanical Engineering (PPGEM), Thin Films and	72
13	Renewable Energy Laboratory (LAFFER), 60455-760 Fortaleza/CE, Brazil	73
14	<sup>b</sup> Federal University of Ceará (UFC), Graduate Program in Materials Engineering (PPGECM),	74
15	Telecommunications and Materials Science and Engineering Laboratories (LOCEM), 60020-181 Fortaleza/CE,	75
16	Brazil	76
17	* corresponding author: caiomenezes470@gmail.com	77
18		78
19	ABSTRACT. This work reports computational fluid dynamics (CFD) simulations of three UAV	79
20	prototypes powered by photovoltaic solar energy, which were proposed and fabricated using Ansys	80
21	software and the SST k- turbulence model. The goal is to evaluate the aerodynamic performance of	81
22	the prototypes, obtaining data about the drag and lift coefficient, besides the flow lines. The study	82
23	developed from the modeling of 3 prototypes in the Solidworks, preparing the surrounding geometry	83
24	in the Spaceclaim, generating and refining of the net, definition and specification of the boundary	84
25	condition, besides post processing analyses. It calculated the drag forces and lifting of the models, and	85
26	with this data it calculated the maximum speed in straight flight, as data to compare performances.	86
27	The plots of pressure, velocity and flux of lines were generated. The simulation results confirm that	87
28	prototypes with low aerodynamic performance, due to the proposed geometry, create strong vacuum	88
29	forces and vortices in the back region of the prototype. The 2.0 drone had lower drag coefficient of 2.69	89
30	and drone 3.0 had higher of 3.52 out of the analyzed models.	90
31	KEYWORDS: Simulation, Aerodynamics, Prototype, Drone.	91
--		--

**PRODUÇÃO 6/6:** Submetido - Aguardando aprovação - Revista Conexões - Ciência  
e Tecnologia (ISSN:2176-0144) - Qualis A2

**EVALUATION OF THE PROPERTIES OF A MONOCRYSTALLINE  
SOLAR CELL APPLIED TO A HYBRID MULTIROTOR DRONE**

CAIO RAMOS DE MENEZES<sup>1</sup>, ANA FABÍOLA LEITE ALMEIDA<sup>1</sup>,  
FRANCISCO NIVALDO FREIRE AGUIAR<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Ceará (UFC)

<caiomenezes470@gmail.com>, <anafabiola@ufc.br>,  
<nivaldo@ufc.br>

DOI: 10.21439/conexoes.v10ix.999

**Resumo.** Este trabalho apresenta a avaliação das propriedades das células solares utilizadas nos protótipos fabricados por (VELANDIA, 2018). O objetivo é analisar a massa, potência elétrica e resistência mecânica das células solares com encapsulantes. O estudo desenvolveu-se a partir da escolha dos encapsulantes (acrílico e PETG transparente), análise dos métodos de avaliação e do projeto e fabricação de apoios para ensaios de flexão a 4 pontos. A massa foi mensurada em uma balança digital com precisão de 0,1 mg. A potência elétrica foi medida com auxílio de um multímetro convencional iniciando às 11:00 até as 13:00 com intervalos de 30 minutos entre as medições. A resistência mecânica foi avaliada com uso de uma máquina de ensaio mecânico universal utilizando o ensaio de flexão a 4 pontos com uso de apoios fabricados para alocação das amostras. A célula solar encapsulada com PETG possuiu os melhores resultados em relação a massa com um valor médio de 21,82 g, sendo aproximadamente a metade do valor da célula com acrílico. Em relação a potência elétrica não houve diferenças significativas entre as amostras sem e com encapsulantes, devido aos materiais serem transparentes. Para projetos mais robustos, o encapsulante em acrílico 2 mm possui melhores resultados de resistência mecânica com uma força máxima de 355,74 N, sendo 10 vezes maior em relação a célula sem encapsulante.

**Palavras-chaves:** Célula. Flexão. Ensaio. Avaliação.

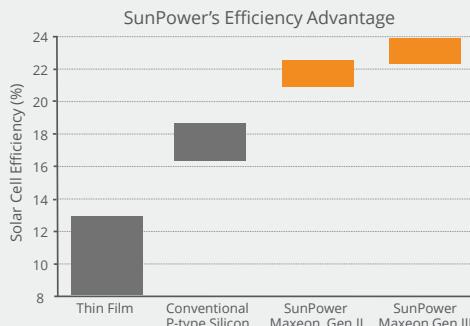
**ANEXO A – CATÁLOGO CÉLULA SOLAR MAXEON GEN II**

O anexo apresenta o catálogo da célula solar Maxeon Gen II com as especificações do fabricante.

# MAXEON™ GEN II SOLAR CELLS

## Power Advantage

SunPower designs, manufactures, and delivers high-performance solar electric technology worldwide. SunPower™ cells produce 25-35% more power compared to Conventional Cells<sup>1</sup> with outstanding aesthetics.



## Energy Advantage

SunPower panels deliver the highest energy per rated watt compared to a Conventional Panel. (Photon International, Mar 2013, out of 151 panels tested).

- No Light-Induced Degradation = 2 - 3% more energy.
- No Temperature Coefficient = 1 - 2% more energy at 35-40°C ambient temperature.
- Low Light and Broad Spectral Response = up to 1% more energy in overcast and low-light conditions.

<sup>1</sup> As used throughout, "Conventional Cells" are silicon cells that have many thin metal lines on the front and 2 or 3 interconnect ribbons soldered along the front and back. "Conventional Panel" means a panel with 240W, 15% efficiency and approximately 1.6 m<sup>2</sup> made with Conventional Cells.

## Durability Advantage

The Maxeon cell has strength and durability to survive extreme conditions year after year, enabling SunPower to provide superior, long-term performance in a broad range of applications.



- Corrosion Resistance: SunPower's tin-copper metal system is more corrosion resistant compared to the porous metal paste used in Conventional Cells, which can crack more easily and corrode.
- Crack Resistance: SunPower's cells are thinner and more flexible than Conventional Cells. When a SunPower cell does crack, the backside copper metal foundation keeps the cell intact and maintains a high power output. When Conventional Cells crack, the cell breaks apart with typically a significant loss of power.
- Eco-Friendly: SunPower cells solder to lead-free components and are RoHS compliant. Conventional Cells often require components with lead.



Photo courtesy of Hans-Peter van Velthoven



# MAXEON™ GEN II SOLAR CELLS

## Electrical Characteristics of a typical Maxeon Gen II Cell At Standard Test Conditions (STC)

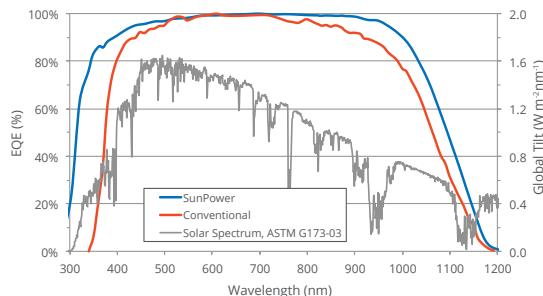
STC: 1000W/m<sup>2</sup>, AM 1.5G and cell temp 25°C

	Cell Bin	Pmpp (Wp)	Eff. (%)	Vmpp (V)	Impp (A)	Voc (V)	Isc (A)
Peak Performance	Kp	3.49	22.7	0.580	6.01	0.680	6.35
Premium Performance	Jp	3.44	22.4	0.575	5.98	0.677	6.33
Superior Performance	Hp	3.41	22.3	0.576	5.92	0.678	6.29

Electrical parameters are nominal values.

Temp. Coefficients in SunPower Panels: Voltage: -1.84mV/°C, Current: 2.6mA/°C, Power: -0.35%/°C

## Spectral Response

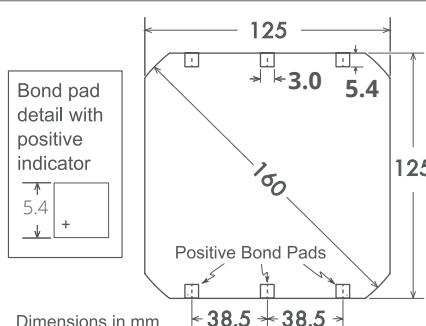


### References

SunPower: NREL data, commissioned by SPWR  
Conventional: Progress in Photovoltaics: Research and Applications, Solar cell efficiency tables, version 36 18(5), (2010) 46-352

## Cell Physical Characteristics

Wafer:	Monocrystalline silicon
Design:	All back contact
Front:	Uniform, black antireflection coating
Back:	Tin-coated, copper metal grid
Cell Area:	Approximately 153cm <sup>2</sup>
Cell Weight:	Approximately 6.5 grams
Cell Thickness:	150µm +/- 30µm



Bond pad area dimensions are 5.4mm x 3.0mm  
Metal finger pitch between positive and negative fingers is 599µm.  
Positive/Negative pole bond pad sides have "+/—" indicators on leftmost and rightmost bond pads

## Positive Electrical Grounding

If cell voltage is below frame ground the cell power output will be reduced. Therefore, modules and systems produced using these cells should be configured as "positive ground systems." If this creates a problem, please consult with SunPower.

## Interconnect Tab and Process Recommendations



SunPower recommends customers use SunPower's patented tin-plated copper strain-relieved interconnect tabs, which can be purchased from SunPower. These interconnects are easily solderable and compatible with lead free processing. Tabs weigh approximately 0.3 grams.

Our patented interconnect tabs are packaged in boxes of 3600 or 36,000 each.

<http://us.sunpower.com/about/sunpower-technology/patents/>

## Production Quality

ISO 9001:2015 certified

Soft handling procedures to reduce breakage and crack formation

100% cell performance testing and visual inspection

## Packaging

Cells are packed in boxes of 1500 each; grouped in 10 shrink-wrapped stacks of 150 with interleaving. 24 boxes are packed in a water-resistant "Master Carton" containing 36,000 cells suitable for air transport.

## Purchase Terms

Customers shall not reverse engineer, disassemble or analyze the Solar Cells or any prototype, process, product, or other item that embodies Confidential Information of SunPower. Customers shall not cause or allow any inspection, analysis, or characterization of any properties (whether mechanical, structural, chemical, electrical, or otherwise) of the Solar Cells, whether by itself or by a third party.

Customer agrees that it will not transfer (whether by sale, loan, gift, or other conveyance) the Solar Cells from its possession.

SunPower solar cells are provided "AS IS" without warranty.

Full terms and conditions are in the Cell Purchase Agreement