



**UNIVERSIDADE DE ÉVORA**

**ESCOLA DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA**

DEPARTAMENTO DE FÍSICA

**Aplicação da Radiação Solar na Aviação**

**Ana Carolina Serrão**

Orientação: Professora Doutora Maria João Costa

Doutor Engenheiro Ricardo Reis

**Mestrado em Engenharia da Energia Solar**

Dissertação

Évora, 2017



**UNIVERSIDADE DE ÉVORA**

**ESCOLA DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA**

DEPARTAMENTO DE FÍSICA

## **Aplicação da Radiação Solar na Aviação**

**Ana Carolina Serrão**

Orientação: Professora Doutora Maria João Costa

Doutor Engenheiro Ricardo Reis

**Mestrado em Engenharia da Energia Solar**

Dissertação

Évora, 2017



# Agradecimentos

Quero começar por agradecer a todas as pessoas que ao longo deste percurso, direta ou indiretamente, ajudaram ou de alguma forma contribuíram para a realização da minha dissertação.

À minha orientadora Professora Doutora Maria João Costa, expresso todo o meu agradecimento por mostrar-se sempre disponível e por todo o tempo despendido ao longo destes meses, bem como por toda a paciência e transmissão de conhecimentos durante a elaboração da dissertação.

À equipa da Embraer responsável por este projeto, Doutor Engenheiro Ricardo Reis, Engenheiro Miguel Passanha e Engenheira Marta Quintiães, agradeço por todo o apoio, disponibilidade, conhecimentos transmitidos e tempo despendido ao longo da realização da dissertação. Quero também agradecer ao Engenheiro Miguel Passanha, por ter facultado o seu avião para a realização dos testes, tendo sido este um material fundamental para a realização de todo este trabalho.

À minha mãe, Goreti Serrão expresso a minha maior gratidão por estar sempre presente, por toda a força, paciência, motivação e incentivo demonstrados, mas principalmente por todo o esforço e sacrifício feito para a realização deste curso. Não esquecendo a restante família, expresso um enorme agradecimento, por todo o apoio, encorajamento e ajuda demonstrados ao longo destes anos.

Ao Engenheiro André Albino e ao Professor Doutor Mouhaydine Tlemçani agradeço por toda a ajuda prestada, desde todo o apoio, tempo despendido e conhecimento fundamental para a realização dos testes, bem como, por toda a disponibilidade em esclarecer dúvidas.

A todos os meus amigos e colegas da Universidade de Évora, um muito obrigado por toda a amizade, convívio, apoio e partilha de conhecimentos ao longo destes anos. Agradeço também aos meus colegas de gabinete pelo bom ambiente de trabalho e por todo o apoio e ajuda prestados.



# Resumo

Esta dissertação consiste na apresentação do trabalho realizado sobre aplicação da energia solar na aviação, no âmbito da tese de Mestrado em Engenharia da Energia Solar. Começou-se por estudar quais as tecnologias fotovoltaicas existentes atualmente, bem como os sistemas de armazenamento de energia e perspectivas futuras. Realizou-se um ensaio de voo apenas com o UAV para a recolha de alguns dados e para realização de alguns cálculos hipotéticos. Posteriormente foram realizados vários testes com as células fotovoltaicas, o UAV e o MPPT, para obtenção de dados. Com todos estes testes e cálculos realizados, o objetivo será analisar qual é o contributo da Energia Solar para a aviação, assim como a viabilidade da utilização de sistemas solares em aeronaves.

**Palavras-Chave:** Avião Solar; Célula Fotovoltaica; Energia Solar; Radiação Solar; Potência; UAV.





# Abstract

## Application of Solar Radiation in Aviation

This dissertation consists of the presentation of the work carried out on the application of solar energy in aviation, under the Master's thesis on Solar Energy Engineering. The first step was study what are the current photovoltaic technologies, as well as energy storage systems and prospects. In a second stage, a flight test was made only with the UAV for some data collection and for the execution of some hypothetical calculations. Several tests were performed with photovoltaic cells, or UAV and MPPT, to obtain data. With all these tests and calculations, the objective is to analyse the contribution of Solar energy to aviation, as well as the reliability of using solar systems in aircraft.

**Keywords:** Solar aircrafts; Photovoltaic cells; Solar Energy; Power; UAV.



# Índice

Índice de Figuras .....	xiii
Índice de tabelas .....	xv
Nomenclatura.....	xvii
Siglas e Acrónimos.....	xvii
1. Introdução.....	1
1.1. Enquadramento.....	1
1.2. Objetivos .....	2
1.3. Notação .....	2
1.4. Organização da dissertação .....	2
2. Tecnologias: Estado da arte e perspectivas futuras .....	5
2.1. Tecnologia Fotovoltaica .....	5
2.1.1. Perspetiva histórica.....	5
2.1.2. Funcionamento de células fotovoltaicas.....	5
2.1.3. Células de Silício Cristalino (1ª Geração).....	6
2.1.4. Células de película fina (2ª geração) .....	9
2.1.5. Células de película fina (3ª geração) .....	11
2.1.6. Novas tendências .....	13
2.1.7. Resumo das tecnologias.....	18
2.1.8. Perspetivas futuras.....	20
2.2. Sistemas de armazenamento .....	21
2.2.1. Baterias.....	21
2.2.2. Células de combustível.....	25
2.2.3. Supercondensadores.....	28
2.2.4. Sumário das tecnologias de baterias.....	29
3. Metodologia e Resultados experimentais.....	31
3.1. Experiências.....	33
4. SUAVE.....	45
4.1. Introdução .....	45
4.2. Descrição das simulações.....	45
4.2.1. Casos de estudo: células solares .....	46
4.2.2. Casos de estudo: baterias .....	47

4.3.	Resultados das simulações.....	47
4.3.1.	Resultados com diferentes células.....	47
4.3.2.	Resultados com diferentes baterias.....	49
4.4.	Conclusão das simulações.....	51
5.	Conclusão.....	53
6.	Referências.....	55
Anexos.....		59
Anexo I.....		59
Anexo II.....		61
Anexo III.....		63
Anexo IV.....		65
Anexo V.....		83
Anexo VI.....		89
Anexo VII.....		93
Anexo VIII.....		101

# Índice de Figuras

Figura 1 - Esquema de uma célula fotovoltaica[4].....	5
Figura 2 - Células monocristalina e policristalina [57]. .....	7
Figura 3 - Método para instalar células fotovoltaicas sobre o perfil aerodinâmico [6].....	8
Figura 4 - Instalação de células na asa do Helios [6].....	8
Figura 5 - Secção transversal de uma célula CIGS[7]. .....	10
Figura 6 - Evolução das eficiências das diferentes tecnologias de células PV [5]. .....	11
Figura 7 – Secção transversal de uma célula orgânica [7]. .....	13
Figura 8 - Pontos quânticos auto-organizados (esquerda) e esquema de uma célula solar QD (direita) [21]. .....	14
Figura 9 - Células solares com nanotubos de carbono policromático [58].....	15
Figura 10 - Esquema de nanotubos de carbono [5]. .....	15
Figura 11 - Estrutura cristalina de uma perovskita de halogeneto metálico orgânico-inorgânico[3]. .....	16
Figura 12 - Células Solares de Perovskita [59].....	17
Figura 13 - Esquema genérico (não invertido) de uma célula solar de perovskita [25].....	17
Figura 14 - Evolução das eficiências dos diferentes tipos de células [60].....	19
Figura 15 - Densidade Energética vs Densidade de potência das baterias [6].....	22
Figura 16 - Solar Impulse [61]. .....	24
Figura 17 - Bateria de Lítio-Enxofre [34]. .....	25
Figura 18 - Instalação das baterias de Li-S na asa [6].....	25
Figura 19- Esquema de uma célula de combustível regenerativa[5]. .....	26
Figura 20 - Tanque da célula de combustível do avião Helios [6]. .....	28
Figura 21 - Potência vs Energia das diferentes tecnologias de armazenamento [62]. .....	29
Figura 22 – UAV estudado.....	31
Figura 23 - Vista lateral do UAV. ....	31
Figura 24 - Esquema do UAV, com indicação dos seus componentes[48]. .....	32
Figura 25 - Representação da envergadura (tracejado preto) e do comprimento (tracejado vermelho) [48].....	32
Figura 26 - Irradiância à superfície e potência hipotética produzida pelas células fotovoltaicas. ...	34
Figura 27 - Contribuição hipotética da Energia Solar para o voo realizado. ....	35
Figura 28 - Produção elétrica das células PV em função da altitude[63].....	36
Figura 29 - Teste com uma célula PV em laboratório e respetiva representação elétrica. ....	37
Figura 30 - Curva característica da célula com diferentes valores de irradiância. ....	38
Figura 31 - Curva I-V característica dada pela ficha técnica [Anexo I].....	38
Figura 32 - Curvas de irradiância espectral normalizada do Sol e da lâmpada. ....	39
Figura 33 - Teste com uma célula PV no exterior. ....	39
Figura 34 - Curva característica I-V da célula com os resultados obtido do teste no exterior para uma irradiância de 650 W/m <sup>2</sup> . ....	40
Figura 35 - Teste de 6 células PV ligadas em série, em laboratório.....	40
Figura 36 - Curva I-V e curva de potência das 6 células ligadas em série. ....	41
Figura 37 - Exemplo de uma curva I-V e curva de potência características de um módulo fotovoltaico[64].....	41

Figura 38 - Teste no exterior, com o UAV, as células e o MPPT.....	42
Figura 39 - Esquema da montagem elétrica na Figura 38 [53]. .....	43
Figura 40 – Código relativo às células solares.....	45
Figura 41 – Código relativo às baterias. ....	46
Figura 42 - Sensibilidade à célula de silício monocristalino. ....	48
Figura 43 - Sensibilidade à célula de CIGS.....	48
Figura 44 - Sensibilidade à célula de junção tripla.....	49
Figura 45 - Sensibilidade à bateria de íão-lítio.....	50
Figura 46 - Sensibilidade à bateria de lítio-enxofre. ....	50
Figura 47 - Sensibilidade à bateria lítio-ar.....	51

# Índice de tabelas

Tabela 1 - Proposta de utilização de células de GaAs em aviões [6]. .....	12
Tabela 2 - Aviões alimentados por células PV de silício e performances[6]. .....	12
Tabela 3 - Caraterísticas dos diferentes tipos de células fotovoltaicas[46]. .....	20
Tabela 4 - Caraterísticas dos diferentes tipos de baterias recarregáveis. ....	23
Tabela 5 - Tipo de bateria utilizada em aviões solares existentes. ....	23
Tabela 6 - Comparação dos diferentes tipos de células de combustível. ....	26
Tabela 7 - Tensão, corrente e potência dos vários sistemas do UAV. ....	33
Tabela 8 - Testes do MPPT. ....	43
Tabela 9 - Dados de tensão e corrente dos diversos ensaios, em vários pontos do circuito. Cálculos de potência.....	44
Tabela 10 - Resumo das caraterísticas das células solares dos casos de estudo. ....	47
Tabela 11 - Resumo das caraterísticas das baterias dos casos de estudo. ....	47





# Nomenclatura

Símbolo	Unidade	Descrição
$A_{células}$	$m^2$	Área das células
$E$	Wh	Energia total armazenada pela bateria
$I$	A	Corrente
$I_{células}$	A	Corrente à saída das células
$I_G$	$W/m^2$	Radiação Solar Global
$I_{motor}$	A	Corrente que sai do motor
$I_{saída,MPPT}$	A	Corrente que sai do MPPT
$\bar{m}_b$	Wh/kg	Densidade de Energia
$m_b$	kg	Massa da bateria
$n_{células}$		Número de células
$P$	W	Potência
$P_{células}$	W	Potência produzida pelas células
$P_{células,corr}$	W	Potência produzida pelas células corrigida pela altura
$P_{motor}$	W	Potência de saída do motor
$P_{saída,MPPT}$	W	Potência de saída do MPPT
$P_{voo}$	W	Potência consumida pelo avião durante o voo
$T$	V	Tensão
$T_{células}$	V	Tensão à saída as células
$Z$	m	Altitude
$\alpha$		Fator de correção de radiação global
$\eta$		Rendimento

## Siglas e Acrónimos

AFC	<i>Alkaline Fuel Cell</i>
a-Si	Silício Amorfo
CdTe	Telureto de Cádmio
CIGS	Copper Indium Gallium Selenide
EPS	<i>Expanded Poly Styrene</i> (Polistireno Expandido)
EVA	Etileno-Acetato de Vinilo
GaAs	Arseniato de Gálio

GaInP	Fosfato de Índio e Gálio
Ge	Germânio
HALE	High Altitude Long Endurance
ITO	<i>Indium Tin Oxide</i> (óxido de estanho e índio)
IV	Infravermelho
Li	Lítio
Li-S	Lítio-Enxofre
MCFC	<i>Molten Carbonate Fuel Cell</i>
MPPT	Maximum Power Point Tracker
NaS	Sódio-Enxofre ou bateria de sal fundido
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NiCd	Níquel-Cádmio
NiMH	<i>Nickel-Metal-Hydride</i>
NiZn	Níquel-Zinco
NREL	<i>National Renewable Energy Laboratory</i>
OPV	<i>Organic Photovoltaic</i>
PAFC	<i>Phosphoric Acid Fuel Cell</i>
PEMFC	<i>Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell</i>
PET	Polietileno tereftalato
PV	Fotovoltaico
QD	<i>Quantum Dots</i>
SC	Supercondensadores
SOFC	<i>Solid Oxide Fuel Cell</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UV	Ultravioleta
VIS	Visível

# 1. Introdução

Neste primeiro capítulo é apresentado o enquadramento do tema a ser abordado e os objetivos do trabalho. Será também descrita neste capítulo a estrutura da dissertação bem como a notação utilizada.

## 1.1. Enquadramento

Devido à grande necessidade energética no ramo da aviação, isto é, ao facto de as aeronaves precisarem de grandes quantidades de energia para poderem proceder à descolagem, aterragem bem como para se manterem em voo, tal como todos os outros sistemas auxiliares necessários à operação cada vez mais são estudados meios alternativos para satisfazer estas necessidades, pelo menos parcialmente.

Por estes motivos, têm sido procuradas alternativas para reduzir o consumo de combustíveis fósseis e assim reduzir as emissões de dióxido de carbono para a atmosfera. Surge então o conceito de aeronaves elétricas, que utilizam motores elétricos em vez de motores de combustão interna, sendo a eletricidade proveniente de células de combustível, células solares e baterias.

Atualmente existem vários tipos de aeronave, com diferentes finalidades. Existem as aeronaves de uso civil e de uso militar, sendo as de uso civil todas as que realizam voos regulares de transporte de passageiros e mercadorias, além disso a aviação geral que inclui helicópteros que servem as forças policiais, médicas e ainda pequenos aviões de treino. Nas aeronaves de uso militar estão incluídos caças, helicópteros e outros aviões especialmente criados com intuito militar, bem como aviões e helicópteros fabricados para uso civil com pequenas modificações para transporte de carga e soldados e treino de pilotos. As aeronaves de uso civil podem ser a jato, a turbo-hélices ou ainda supersónicas. Para além das aeronaves referidas anteriormente, existem ainda os UAV (Unmanned Aerial Vehicle) que são veículos aéreos não tripulados, e que podem ser controlados por um piloto que se encontra no solo ou através da programação prévia dos planos de voo. Os UAV, dependendo das suas características, podem ter diversas aplicações. Podem ser pequenos UAV utilizados em resgates em áreas de difícil acesso e de desastres (alagamentos, desmoronamentos, desabamento, incêndios, construções interditas, entre outros), pois estes dispositivos transmitem imagens em tempo real contribuindo assim para o sucesso das equipas de resgate. Os UAV podem também ser usados para monitorar pessoas, como para evitar ataques e até mesmo casos de vandalismo. Além destas aplicações, existem muitas outras com diversas finalidades de elevado interesse para os meios de comunicação social, militares e agricultura. Além destes pequenos UAV, existem também os UAV do tipo HALE (High Altitude Long Endurance), ou seja, veículos aéreos que operam a elevadas altitudes (geralmente, na tropopausa) e que são capazes de ficar a esta altitude durante longos períodos de tempo sem precisarem de aterrar. Os UAV do tipo HALE são especialmente utilizados como plataformas de vigilância espacial e como observadores meteorológicos.

De entre todos os tipos de aeronave referidos anteriormente, serão estudados especialmente, os aviões de uso civil e os UAV. Uma vez que as células existentes atualmente ainda não apresentam altas eficiências e as condições meteorológicas nem sempre são as mais favoráveis, é bastante

complexo colocar um avião para transporte de passageiros completamente dependente da energia solar.

A dissertação está enquadrada nas apreensões acima descritas, sendo então elaborado um modelo que permitirá estimar o recurso solar disponível e conseqüentemente a produção de energia elétrica correspondente, ou seja, observar a quantidade de energia produzida que pode ser efetivamente utilizada, para alimentar vários componentes/circuitos da aeronave e/ou carregar baterias que fornecerão Energia durante os períodos em que o recurso é reduzido ou indisponível (noite).

## 1.2. Objetivos

Os principais objetivos desta dissertação são, a observação da quantidade de energia produzida que efetivamente poderá ser utilizada, para alimentar vários componentes das aeronaves e/ou ainda carregar baterias para os períodos em que o recurso for reduzido ou mesmo nulo (noite). Desta forma analisar-se-á qual o contributo da Energia Solar na aviação e a viabilidade da utilização de sistemas solares em UAVs e até mesmo em aeronaves comerciais.

Realização de um voo experimental com um UAV, assim como execução de testes com células fotovoltaicas, MPPT e o UAV, para medição e análise da produção de energia e da sua contribuição para possível alimentação do mesmo.

Por fim, serão feitas simulações no SUAVE, um software de design de aeronaves que permite utilizar diversas informações de diferentes aeronaves, utilizando tecnologias avançadas e aumentando as correlações possíveis entre diversos métodos físicos [1].

## 1.3. Notação

O texto desta dissertação segue o novo acordo ortográfico e o estilo de citação utilizado é o da Norma IEEE 2006, isto é, as equações são apresentadas entre parênteses curvos ( ) e as referências bibliográficas são apresentadas entre parênteses retos [ ], numeradas sequencialmente. As figuras e as tabelas são numeradas sequencialmente. As expressões em língua estrangeira são apresentadas em itálico. Os símbolos e siglas utilizados neste trabalho estão apresentados na lista de símbolos e na lista de siglas.

## 1.4. Organização da dissertação

Esta dissertação está organizada em 5 capítulos incluindo a introdução. Segue-se uma breve descrição do conteúdo de cada capítulo.

O segundo capítulo apresenta o estado da arte das tecnologias, ou seja, as tecnologias fotovoltaicas e de armazenamento, existentes atualmente no mercado. Neste capítulo também são abordadas perspectivas futuras das tecnologias.

O terceiro capítulo começa com uma breve descrição do equipamento utilizado na fase experimental. São apresentadas também todas as experiências realizadas em laboratório e no exterior, com células solares, um MPPT e o UAV, assim como, os resultados obtidos.

O quarto capítulo apresenta uma breve descrição do *software* SUAVE. Neste capítulo são descritas as simulações realizadas com este *software*, bem como os respectivos resultados e conclusões.

Por fim, no quinto capítulo são apresentadas as conclusões do trabalho, bem como algumas perspectivas futuras.



## 2. Tecnologias: Estado da arte e perspectivas futuras

O principal objetivo deste capítulo, foi o estudo da tecnologia fotovoltaica existente atualmente no mercado, e especialmente a que pode ser aplicada no ramo da aviação solar. Não só relativamente a células fotovoltaicas, este capítulo também tem em conta os sistemas de armazenamento de energia existentes. Além do estado da arte, neste capítulo temos também perspectivas futuras para as tecnologias.

### 2.1. Tecnologia Fotovoltaica

#### 2.1.1. Perspetiva histórica

Atualmente, a tecnologia fotovoltaica existente está dividida em três categorias, sendo que cada uma delas apresenta diversas soluções. As células de primeira geração, feitas a partir de silício cristalino, englobam as células monocristalinas e policristalinas. As de segunda geração, correspondem às células de película fina aplicadas em substratos rígidos, como é o caso do silício amorfo, telureto de cádmio, entre outros. Por fim, as de terceira geração, ou seja, células de película fina aplicadas em substratos flexíveis, que englobam novos conceitos de células solares, como as de multijunção, orgânicas, nanotubos, *quantum dots* [2] e ainda as *Perovskites* [3]. De seguida, serão apresentadas as principais características dos diferentes tipos de células.

#### 2.1.2. Funcionamento de células fotovoltaicas

Começa por se apresentar uma breve explicação do funcionamento das células fotovoltaicas, assim como de todos princípios e processos físicos destas.

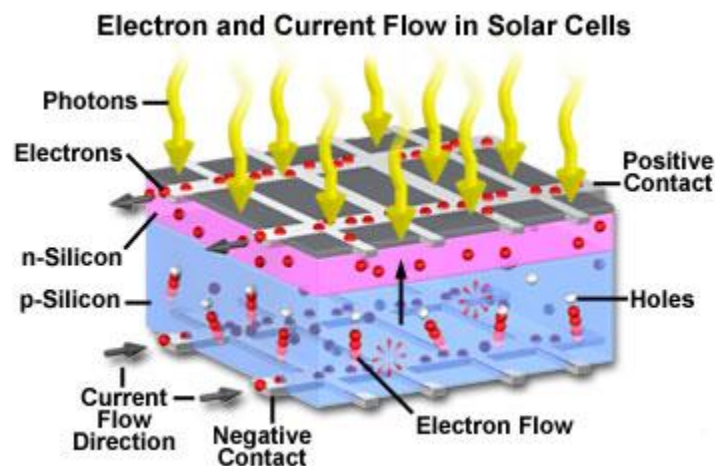


Figura 1 - Esquema de uma célula fotovoltaica[4].

Uma célula solar é feita através da junção de dois ou mais diferentes tipos de semicondutores. Um semiconductor é um material que tem uma condutividade entre um condutor e um isolador. Ele comporta-se como um isolador até que receba energia suficiente para que os seus elétrons de valência passem para a banda de condução e assim circulem pela célula. Passando então a comportar-se como um condutor [4]. Quanto menor a diferença entre as suas bandas de valência e de condução, mais fácil é a condução da eletricidade. Existem dois tipos principais de semicondutores:

- Tipo i: Semicondutores intrínsecos são inalterados e cristais puros de semicondutores, isto é, semicondutores sem dopagem.
- Tipo n ou tipo p: semicondutores extrínsecos. Este tipo é alterado, dopado, para ficar com propriedades diferentes do cristal puro. Este doping é conseguido misturando átomos diferentes com cristal puro.
  - Os semicondutores do tipo n são tratados para ter uma concentração de elétrons mais elevada, isto é, têm elétrons que são mais fáceis de remover do que o material puro.
  - Os semicondutores do tipo p são tratados para ter um déficit de elétrons, atraindo assim elétrons mais facilmente.

A montagem de uma camada de tipo n e uma camada de tipo p resulta num díodo, e cria uma barreira na junção das duas camadas. Em um circuito fechado, quando este díodo é exposto à luz, os fótons passam pela camada de tipo n, que está em cima da camada do tipo p, fazendo vibrar alguns elétrons da camada inferior do tipo p. Esses elétrons cruzam a camada do tipo n, aumentando a diferença de elétrons. Uma vez que as duas camadas são ligadas a um fio condutor, é criada uma corrente elétrica para neutralizar este desequilíbrio, produzindo energia elétrica [4]. Um esquema desta situação é ilustrado na Figura 1.

### 2.1.3. Células de Silício Cristalino (1ª Geração)

A tecnologia de 1ª geração é a que atualmente domina o mercado, isto é, cerca de 75% do mercado fotovoltaico [5]. Esta tecnologia, tal como referido anteriormente, engloba as células de silício cristalino que podem ser monocristalinas ou policristalinas. Estas células são bastante confiáveis devido à sua grande área de junção p-n, que se traduz na elevada eficiência das mesmas. A eficiência de conversão ou rendimento, de uma célula fotovoltaica é definida como o quociente entre a radiação solar que incide na área da célula e a energia elétrica que é produzida pela mesma [6]. No entanto, as suas eficiências relacionam-se inversamente com a temperatura, observando-se cerca de 0,5% de decréscimo por grau Celsius, ou seja, quanto maior a temperatura menor a sua eficiência.

As células monocristalinas, representadas na Figura 2, apresentam custos elevados devido ao seu sistema de produção (método de Czochralski [6] em que é cultivado um lingote do cristal para posteriormente ser cortado em finas camadas, que darão origem às células) ser bastante dispendioso. Devido ao material de silício, as tentativas para aumentar a eficiência são limitadas devido à quantidade de energia produzida pelos fótons, uma vez que esta diminui para comprimentos de onda mais elevados. Além disso, a radiação com comprimentos de onda elevados



leva à dissipação térmica, fazendo com que a célula aqueça, reduzindo assim a sua eficiência [7]. Atualmente, as eficiências destas células variam num intervalo entre 13 -20%, em condições de teste padrão(STC: radiação solar-1000W/m<sup>2</sup>, temperatura da célula- 25°C e massa de ar-1,5) [6]. A Sunpower, que é das maiores produtoras mundiais de células solares de Silício, estabeleceu recordes com sua tecnologia monocristalina, alcançando recentemente 24,2% de eficiência. No entanto, a Sunpower está a investir cada vez mais nas suas linhas de produtos policristalinos, antecipando o atendimento de demandas crescentes com soluções de custo inferior [8].

As células policristalinas, representadas na Figura 2, surgiram devido ao desenvolvimento de novas técnicas de cristalização para reduzir custos e aumentar o rendimento da produção. Esta tecnologia, tem-se tornado bastante atraente já que o seu custo de fabrico é inferior relativamente às monocristalinas, contudo estas células também são menos eficientes (rondando os 15%). O fabrico de células policristalinas é iniciado por fusão de silício e solidificação para orientar cristais numa direção fixa produzindo lingote retangular de silício policristalino para ser cortado em blocos e finalmente em células finas [7]. No entanto, esta etapa final pode ser abolida criando fitas finas de silício policristalino. Esta tecnologia foi desenvolvida por Evergreen Solar [9].

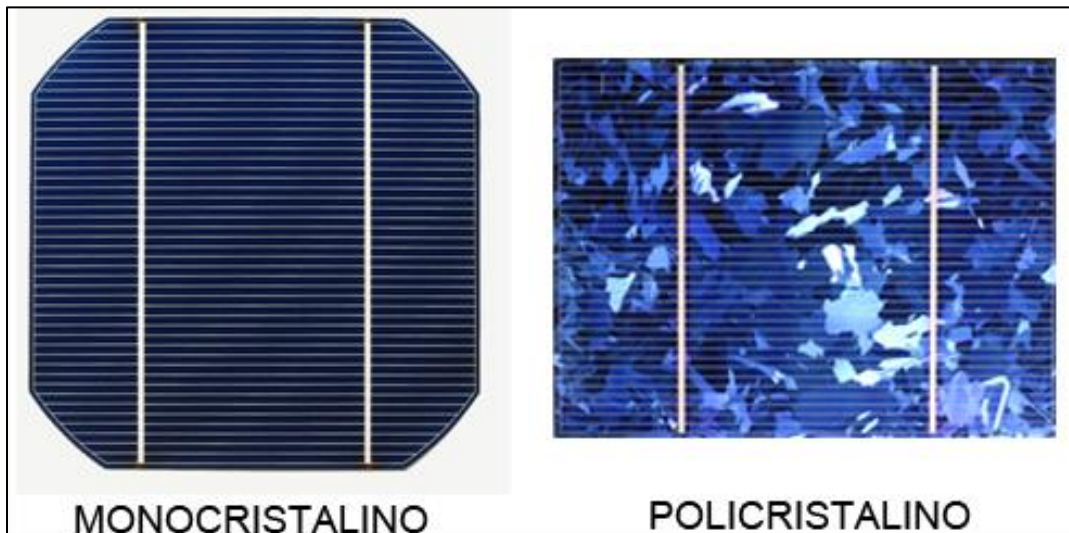


Figura 2 - Células monocristalina e policristalina [57].

- *Uso aeronáutico*

Relativamente à aplicação deste tipo de tecnologia nas aeronaves movidas a energia solar, estas apresentam um inconveniente. Isto é, a dificuldade em encapsular a célula solar ao longo do contorno do perfil aerodinâmico, devido à elevada fragilidade dos materiais cristalinos que não podem ser facilmente moldados ao contorno aerodinâmico da aeronave. Esta moldagem é fundamental para manter a alta eficiência aerodinâmica em aeronaves solares. Existem dois métodos para contornar esse problema. O primeiro método é dobrar a matriz solar para ajustar a forma aerodinâmica. Uma vez que a célula fotovoltaica de silício pode ser dobrada em pequena escala, a célula pode encaixar no aerofólio devido à adesividade do substrato de EVA (etilenoacetato de vinilo) e através do stress do PET (Polietileno tereftalato) [6], como mostrado nas Figuras

3 e 4. Mas, por este método, a forma exata do perfil aerodinâmico será comprometida devido a limitações na flexibilidade das células solares cristalinas e à técnica de fabrico, o que conduz a uma perda na eficiência aerodinâmica.

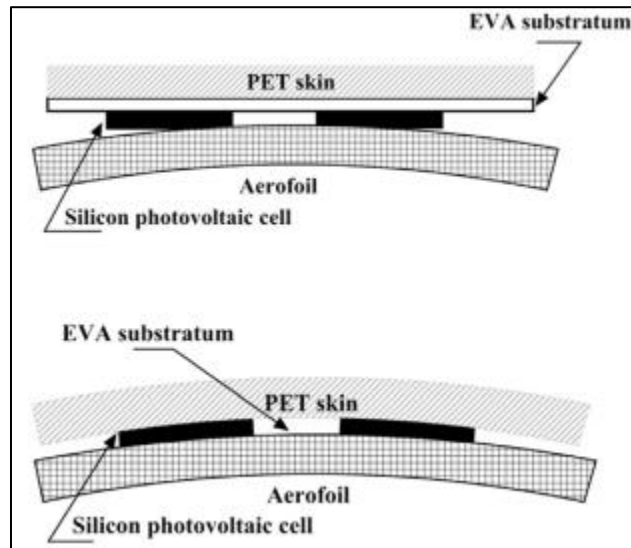


Figura 3 - Método para instalar células fotovoltaicas sobre o perfil aerodinâmico [6].

O outro método consiste na utilização de um aerofólio plano com painéis, sendo que as células fotovoltaicas podem ser instaladas sobre toda a extensão da asa, sem flexão, como se mostra na Figura 4. Por este método, a perda de eficiência atribuída à flexão durante a encapsulação é evitada, assim como a perda de eficiência devido às diferenças de irradiância ao longo do perfil curvo do aerofólio pode também ser reduzida. Além disso, se o fundo dos aerofólios for plano, podem ser adicionadas células solares extra para recolher a radiação refletida pela terra (albedo) para captar energia solar adicional.



Figura 4 - Instalação de células na asa do Helios [6].

#### 2.1.4. Células de película fina (2ª geração)

A tecnologia de segunda geração surge com o principal objetivo de reduzir o consumo de silício. Esta geração, além de não necessitar de grandes e dispendiosas quantidades de silício cristalino, podem ser fabricadas de forma muito mais económica. Estas células incluem dispositivos com base numa gama de novos materiais semicondutores inorgânicos, bem como silício amorfo de múltipla junção. As células de película fina têm também diversas vantagens, sendo uma delas o seu peso, que é bastante inferior ao das células de silício cristalino. Outra vantagem é o fato de serem bastante finas, sendo bastante úteis na aviação assim como em muitas outras aplicações. A principal tecnologia é a do silício amorfo, muito usada na eletrónica profissional e em relógios ou calculadoras. Embora apresente eficiências muito mais baixas do que as de primeira geração (na ordem dos 15%) o seu fabrico é menos dispendioso, e funciona com uma gama de luminosidade mais alargada. Além da tecnologia de silício amorfo, existem também as células de Telureto de Cádmio (CdTe) e Disseleneto de Cobre e Índio (CIS), estas últimas são mais eficientes e mais baratas.

- *Tecnologia de Silício Amorfo*

O silício amorfo (a-Si) é uma das primeiras tecnologias de filmes finos desenvolvidos. Esta tecnologia difere do silício cristalino pelo fato de que os átomos de silício são aleatoriamente dispostos uns em relação a outros. Esta casualidade na estrutura atómica tem um efeito bastante importante sobre as propriedades eletrónicas do material [10], permitindo uma maior absorção da radiação solar incidente (mais fortemente no visível do que no infravermelho). Existem várias configurações nesta tecnologia, ou seja, os substratos podem ser de vidro, junção tandem, dupla e/ou tripla, sendo que cada um apresenta um desempenho diferente [7].

Com a eficiência máxima alcançada em laboratório a rondar os 12%, os módulos de junção simples a-Si degradam-se após serem expostos à luz solar, estabilizando em torno de 4-8% [11]. Para melhorar a eficiência e resolver problemas de deterioração, foram desenvolvidas as multijunções de silício amorfo com silício microcristalino ( $\mu\text{c-Si}$ ). Esta multijunção consiste numa camada de silício amorfo depositada sobre um substrato e sobre a qual é colocada uma camada de silício microcristalino, que para além de ter melhores características de absorção espectral permite atingir eficiências da ordem dos 10% e menos problemas de instabilidade relativamente à tecnologia do silício amorfo [10].

- *Tecnologia de Telureto de Cádmio*

O telureto de cádmio (CdTe) é outro material utilizado nas tecnologias de película fina, que além de apresentar baixo custo nas técnicas de produção das suas células absorve fortemente a radiação. É tipicamente ligado por sulfureto de cádmio (CdS) para criar uma interface de heterojunção aumentando assim a eficiência [5]. Estas células de película fina apresentam eficiências na ordem dos 11%. As principais críticas a esta tecnologia devem-se à toxicidade do cádmio e à disponibilidade futura do telúrio [11]. A First Solar [12], principal fabricante de painéis solares baseados em telureto de cádmio, implementou procedimentos para recuperar o cádmio altamente tóxico tanto no fabrico bem como na reciclagem de painéis, o que torna o processo ambientalmente vantajoso.

As células de telureto de cádmio são altamente resistentes do ponto de vista elétrico, mas, apesar do seu custo de fabrico ser baixo, estas podem ficar aquém do desafio de revestimentos menos resistentes relativamente ao seleneto de cobre-índio-gálio (CIGS -  $\text{CuInGaSe}_2$ ) [5]. Foram demonstradas células de telureto de cádmio de área pequena com eficiências superiores a 15% e módulos de CdTe com eficiências superiores a 9%. Esta tecnologia, ao contrário da outra tecnologia de filme fino, é mais fácil de depositar e mais apta para produção em larga escala (40 MW - Ohio (EUA), 10 MW - Alemanha, 5 MW - Abu Dhabi (EAU), como referido por First Solar [12] e Antec Solar [13].

- *CIGS/CIS*

O Disseleneto de cobre e índio ( $\text{CuInSe}_2$ ) ou o seleneto de cobre e índio (CIS), como é por vezes conhecido, são células fotovoltaicas que contêm elementos semicondutores que apresentam elevados coeficientes de absorção ótica e boas características elétricas. Além disso, é obtida uma melhor uniformidade através do uso de seleneto, pelo que o número de locais de recombinação no filme é diminuído, beneficiando a eficiência quântica e, conseqüentemente, a eficiência de conversão.

O Seleneto de Cobre, índio e gálio (CIGS) surge como um material de topo para películas finas e poderá dominar o mercado solar fotovoltaico. Relativamente às eficiências em laboratório, estas atingiram os 20% [13] e este desempenho pode vir a competir favoravelmente contra as células de silício monocristalino. Para módulos de grande área a eficiência ronda os 13%. O maior desafio para os módulos CIGS é conseguir organizar todo o seu processo de obtenção de modo a obter alto rendimento e elevada produtividade a baixo custo. Na Figura 5, pode observar-se uma secção transversal típica para uma célula CIGS.

ZnO transparent oxide
Cds buffer layer (or Indium Sulfide (InS))
CIGS (absorber)
Mo contact layer
Glass

Figura 5 - Secção transversal de uma célula CIGS[7].

Ambos os módulos, telureto de cádmio e CIGS degradam-se quando expostos a condições de calor e humidade elevadas e, conseqüentemente necessitam de revestimentos adicionais para protegê-los desta deterioração. Um stress térmico particularmente húmido causará degradação nas propriedades de transporte da junção e características de transporte de portadores minoritários do absorvedor de células [14]. Com isto conclui-se que a segunda geração apresenta valores de eficiência significativamente inferiores aos da primeira geração.

Relativamente às tecnologias de 2ª geração, isto é, às células de película fina em substratos rígidos conclui-se que estas não são muito utilizadas no ramo da aeronáutica (à exceção das células

de silício amorfo, que foram utilizadas num HALE, o Zephyr, tal como podemos observar na Tabela 2. E este fato deve-se a uma maior preferência pelas tecnologias de 3ª geração, que será fundamentada em 2.1.5.

### 2.1.5. Células de película fina (3ª geração)

Inicialmente desenvolvidas para aplicações espaciais, as células de terceira geração têm recentemente, apresentado aplicações a nível terrestre, em especial ligadas a sistemas fotovoltaicos com concentração. De um modo geral estas células recorrem a multijunções de semicondutores, como é o caso do arsenieto de gálio ou junções com compostos de arsénio, gálio, índio e fosforo e que têm a particularidade de cada junção constituinte estar adaptada à absorção e conversão de uma parte do espectro da radiação solar. Este facto traduz-se em células cujas eficiências são superiores a 35%. A contrapartida é o elevado custo destas células pelo que, em geral, em aplicações terrestres são utilizadas áreas muito pequenas e se associa esta tecnologia à concentração [11].

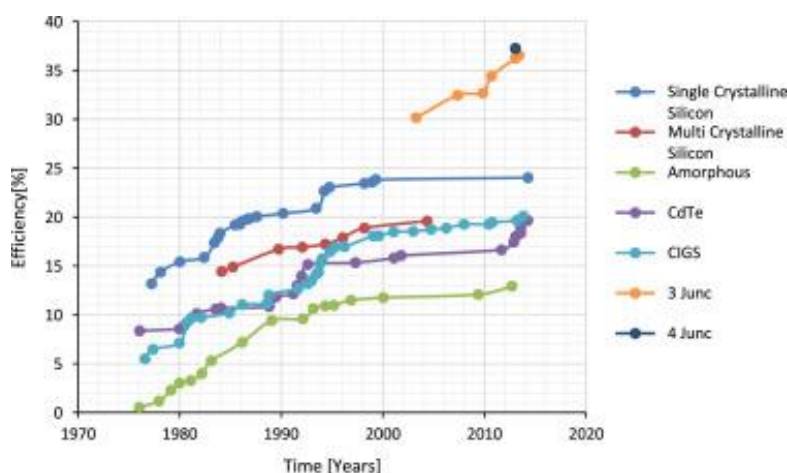


Figura 6 - Evolução das eficiências das diferentes tecnologias de células PV [5].

As células multijunção são outra solução de energia solar de alta eficiência. Estas captam e convertem frequências de luz muito mais amplas do que outras tecnologias e podem alcançar eficiências superiores a 40%. Estas células de três junções são especialmente feitas de fosfeto de gálio e índio (GaInP), arsenieto de gálio (GaAs) e junções p-n de germânio (Ge). A tecnologia está no bom caminho para atingir eficiências de 50% nos próximos dez anos. Na última década, as tecnologias fotovoltaicas experimentaram uma evolução surpreendente que levou ao aumento da eficiência de células solares de cristal-silício até 25% e de dispositivos de película fina até 19% [5], como ilustrado na Figura 6.

Entre todas as células solares de película fina, recai uma especial atenção sobre as células de Arsenieto de Gálio (GaAs) por parte dos designers de aeronaves movidas a energia solar, devido à sua eficiência de conversão de energia ser constantemente crescente. E como se pode observar pela linha roxa da Figura 14, para as células de GaAs de junção simples o melhor resultado de eficiência alcançado foi de 29,3 % e de 46% para as de junção múltipla. Na Tabela 1, podemos observar dois modelos de aviões aos quais foram sugeridos a utilização de células de GaAs para alimentação dos mesmos.

Name	Year	Type of thin-film	Energy conversion efficiency (%)
Proposed in Skysailor	2004	GaAs triple Junction cell	27-28
Proposed in Mars aircraft	1990	Gallium arsenide solar cells	25

**Tabela 1 - Proposta de utilização de células de GaAs em aviões [6].**

Como demonstrado pelas Figuras 3 e 4, a escolha das células adequadas bem como a sua cobertura firme nas asas, são fundamentais para a conceção das aeronaves movidas a energia solar. Estas além de afetarem o preço, custo e duração do voo, também devem satisfazer especificações que incluem condições ambientais críticas como a iluminação espectral e a massa de ar (que se traduz numa porção de ar que é definida pela sua temperatura e teor de vapor de água [15]).

Name	Year	Type and size	Energy conversion efficiency (%)	Output power (W)
Solar Impulse HB-SIA	2009	Mono crystal silicon 10,748 on the wing, 880 on the horizontal stabilizer	~18	6000
Sunrise I	1980	Mono crystal silicon	-	400
Sunrise II	1985	Mono crystal silicon 1120 (2 × 4 cm)	16.1	580
Gossamer Penguin	1981	Mono crystal silicon 3920 (2240 (2 × 4 cm), 700 (2 × 6 cm), 980 (2.4 × 6.2 cm))	13.2	540
Xihe	2009	-	16	-
Pathfinder	1997	-	14.5	8000
So long	2005	Mono crystal silicon 76	-	225
Skysailor	2004	Mono crystal silicon REW32 216	16-18	84
Sunriser	2000	Mono crystal silicon 256	-	30
Helios	2001	SunPower Mono crystal silicon 62,000	16	-
Zephyr7	2010	Amorphous silicon	19	-
Heliplat	Start from 2004	Mono crystal silicon	22	1500

**Tabela 2 - Aviões alimentados por células PV de silício e performances[6].**

Enquanto que a maior preocupação em aplicações fotovoltaicas terrestres é o custo, para aplicações espaciais, as principais preocupações são: o peso, a flexibilidade, a temperatura e a utilização de materiais adequados [16]. Apesar de todas as abordagens competitivas, o silício continua a ser o líder em tecnologia fotovoltaica para o espaço.

Comparando as Tabelas 1 e 2, conclui-se que: embora a eficiência de conversão de energia da célula fotovoltaica de Arsenieto de Gálio seja maior do que a da célula fotovoltaica de silício, a

maioria dos designers escolhe a segunda e não a anterior para alimentar as aeronaves. A razão desta escolha, deve-se a dois aspetos: o primeiro é o peso do substrato e o segundo, a relação custo-eficiência. O substrato de células solares de filme fino é três vezes mais pesado do que o de silício cristalino [17], o que se torna muito desvantajoso para sua aplicação em aeronaves movidas a energia solar, especialmente para aeronaves HALE. Porque quanto maior massa das aeronaves HALE, mais potência é necessária para que eles mantenham a velocidade de cruzeiro [18]. E uma vez que o preço das células solares de película fina de 3ª geração é bastante superior ao das células de silício cristalino, as células solares de filme fino são usadas principalmente em satélites [19] ao invés de em aeronaves movidas a energia solar. Na década de 1990, apesar do alto custo de produção, as células de Arsenieto de gálio e germânio apresentaram melhoras significativas, incluindo reduções na sua área e peso, e aumentos de eficiência [6].

### 2.1.6. Novas tendências

- Células solares Orgânicas

As células solares orgânicas e as células solares poliméricas são construídas a partir de filmes finos (cerca de 100 nm) de semicondutores orgânicos, tais como polímeros e compostos de diversas moléculas de tamanhos reduzidos, como pentaceno, polifenileno vinileno, ftalocianina de cobre e fulereno de carbono. Atualmente a maior eficiência alcançada utilizando polímeros condutores ronda os 4-5%, no entanto, o interesse neste material reside na sua flexibilidade mecânica[7]. Os materiais orgânicos são compatíveis com plástico e outros substratos flexíveis. Consequentemente as células podem, portanto, ser fabricadas com técnicas de impressão de baixo custo e alto rendimento que consomem menos energia e requerem menos investimento de capital do que tecnologias baseadas em silício e outras tecnologias de filme fino. A introdução de fotovoltaicos orgânicos (OPVs) é uma alternativa aos atuais dispositivos fotovoltaicos de junção p-n [5]. Tipicamente, a célula tem uma frente de vidro, uma camada de contacto transparente de óxido de índio-estanho (ITO), um polímero condutor, um polímero fotoativo e finalmente a camada de contacto posterior (alumínio, prata, entre outros). Como o ITO é caro, foram feitos vários estudos sobre a utilização de filmes de nanotubos de carbono como camada de contato transparente [20]. Na Figura 7, podemos observar uma secção transversal típica de uma célula solar orgânica.

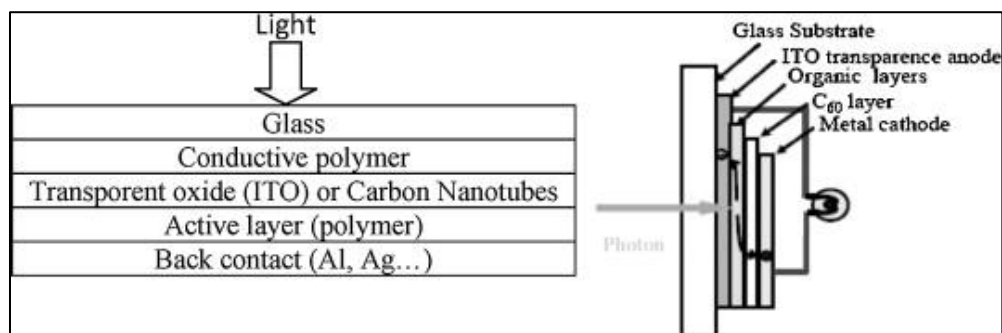


Figura 7 – Secção transversal de uma célula orgânica [7].

- Células solares baseadas em *Quantum dots*

Os *Quantum dots* (QD, ou traduzindo à letra, pontos quânticos) são um conjunto de materiais semicondutores que consistem na combinação de diversos elementos de diferentes grupos periódicos. Os pontos quânticos oferecem a possibilidade de melhorar a eficiência das células solares em pelo menos dois aspectos, aumentando o intervalo do *gap* energia e aumentando a produção de corrente a partir de um único fóton.

As células solares baseadas em pontos quânticos poderiam teoricamente converter mais de 65 % da energia do sol em eletricidade, duplicando aproximadamente a eficiência das células solares. Uma célula fotovoltaica com maiores *gaps* de energia absorve mais luz, produzindo mais tensão de saída, enquanto que as células com o menor intervalo de *gap* de energia produzem maior corrente, mas tensão de saída inferior [7]. Na Figura 8 pode observar-se um esquema de uma célula deste tipo [21].

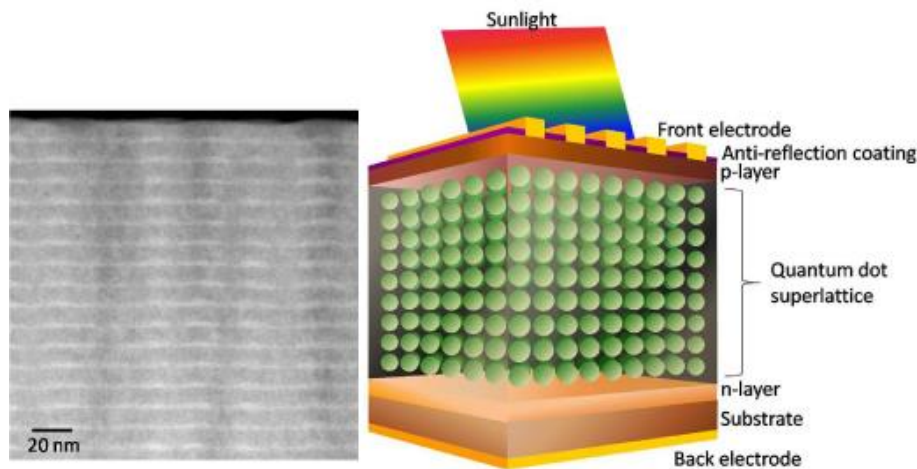


Figura 8 - Pontos quânticos auto-organizados (esquerda) e esquema de uma célula solar QD (direita) [21].

Sabe-se que os *quantum dots* são emissores de luz eficientes com vários espectros de absorção e emissão dependendo do tamanho de partícula. Um material promissor no fabrico destas células é o ponto quântico de silício (Si QD) em dielétricos. A restrição das dimensões de silício (menos do que 5  $\mu\text{m}$ ) resulta num aumento do *gap* de energia, aumentando assim a eficiência da célula [5].

Apesar desta classe de células solares de terceira geração ser bastante promissora, estas células ainda estão em fase experimental, não existindo assim produção a nível industrial. Mas uma vez que os princípios de operação e as limitações de desempenho são compreendidos, já surgiram propostas com diversas soluções para aumentar a eficiência das mesmas, de modo a que estas se tornem competitivas com as demais tecnologias.



- Células solares constituídas por nanomateriais

Os nanotubos de carbono (CNT) são constituídos por átomos de carbono dispostos na forma de rede hexagonal, e apresentam excelentes propriedades mecânicas e eletrônicas [7,22]. Os nanotubos de carbono podem ser usados como materiais fotossensíveis razoavelmente eficientes, bem como outros materiais fotovoltaicos. Os nanomateriais, como os nanotubos e as nanopartículas, devido ao seu reduzido tamanho têm áreas de superfície por unidade de volume muito grandes fazendo com que se forme uma área interfacial muito grande. Os nanomateriais podem ser produzidos por diversas tecnologias, sem recurso a vácuo em substratos de grande área. Todas estas vantagens oferecem a possibilidade de aumentar a eficiência das células solares, com redução simultânea do seu preço [1].

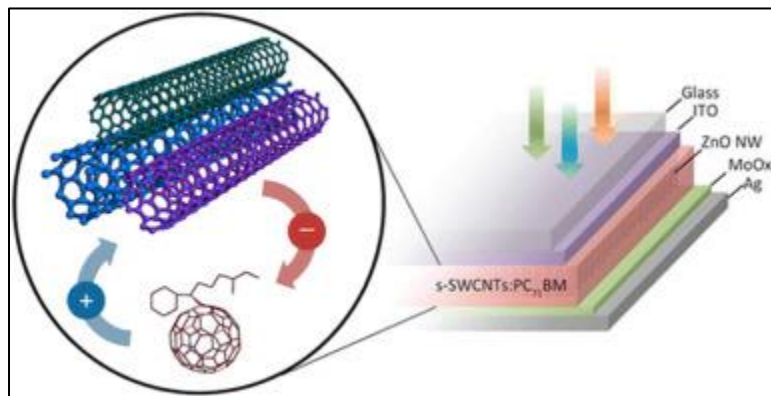


Figura 9 - Células solares com nanotubos de carbono policromático [58].

O efeito de confinamento quântico, deve-se ao tamanho nanométrico das partículas, e destas apresentarem na sua constituição nanomateriais com vários *gaps* de energia como mostrado na Figura 9. Tal como acontece com os pontos quânticos, isto apresenta uma oportunidade para adaptar a diferença de *gaps* para satisfazer os requisitos de eficiência.

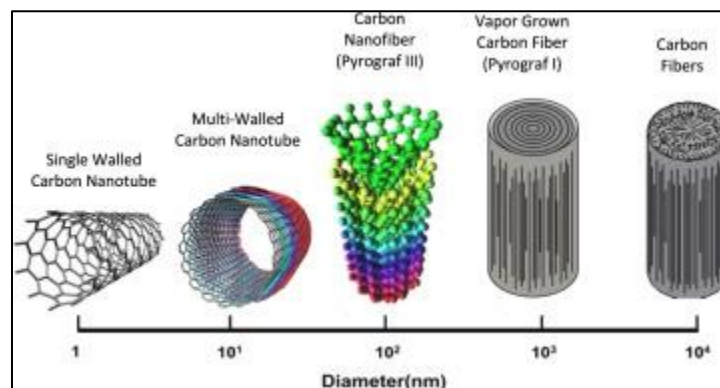


Figura 10 - Esquema de nanotubos de carbono [5].

Esta nanotecnologia pode não só, ser usada para fabricar as células solares, mas também a própria estrutura da aeronave. Um exemplo disto são os nanotubos de carbono de película fina e as nanofibras como descrito na Figura 10. Estes encontram-se orientados aleatória e magneticamente alinhados, tornando-se muito mais leves, mas potencialmente muito mais fortes do que o aço. Além disso, conduzem a eletricidade como o cobre ou o silício e dissipam o calor como o bronze e o aço [23]. Todas estas vantagens oferecem a possibilidade de aumentar a eficiência das células solares e módulos e reduzir o seu custo [24].

Por fim, já foram propostas células solares que têm na sua estrutura nanomateriais, mas estas ainda não são suficientemente confiáveis e eficientes para competir com a primeira e segunda geração de células solares para a produção de eletricidade. Em comparação com as células solares tradicionais, as novas tecnologias baseadas em nanomateriais ainda estão no seu início. Os avanços futuros e a taxa a que poderemos alcançá-los dependerá da quantidade de recursos que a sociedade opte por investir em energia fotovoltaica [24].

- Células solares de Perovskita

A perovskita é um mineral que foi encontrado pela primeira vez nos Montes Urais (na Rússia) pelo mineralogista Lev Perovski. Este mineral é constituído por cálcio, titânio e oxigénio na forma  $\text{CaTiO}_3$ . Enquanto que uma estrutura de perovskita é qualquer composto que apresente a mesma estrutura que o mineral de perovskita, isto é, qualquer um que apresente a forma  $\text{ABX}_3$ . Em que A e B são iões positivos, e X um ião negativo (geralmente, o ião A é maior que o B) [25]. Estas células, surgiram repentinamente em 2009, com uma taxa de eficiência de 3,8% [26], desde então o desempenho das células solares de perovskita aumentou a uma taxa sem precedentes, com eficiências que excedem os 20% [3].

Atualmente, as células deste tipo mais eficientes (perovskita de halogeneto metálico orgânico-inorgânico, representadas na Figura 11 ) foram produzidos com a seguinte combinação de materiais:

- A: catião orgânico – Metilamónio ( $\text{CH}_3\text{NH}_3^+$ )
- B: catião inorgânico – o mais comum é o Chumbo(II) ( $\text{Pb}^{2+}$ )
- $\text{X}_3$ : anião halogéneo – mais comuns são o Cloreto ( $\text{Cl}^-$ ) ou o Iodeto ( $\text{I}^-$ )

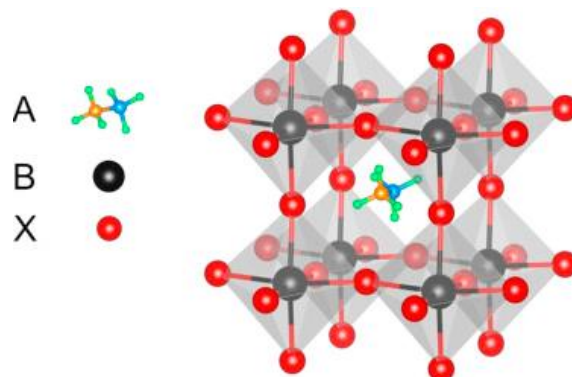


Figura 11 - Estrutura cristalina de uma perovskita de halogeneto metálico orgânico-inorgânico[3].

Uma vez que podem existir diversas estruturas de perovskita, e devido à existência de diversos átomos/moléculas, há uma vasta possibilidade de combinações de materiais que será fundamental para determinar propriedades óticas e elétricas (espectros de absorção, *gaps* energéticos, etc.) [25].

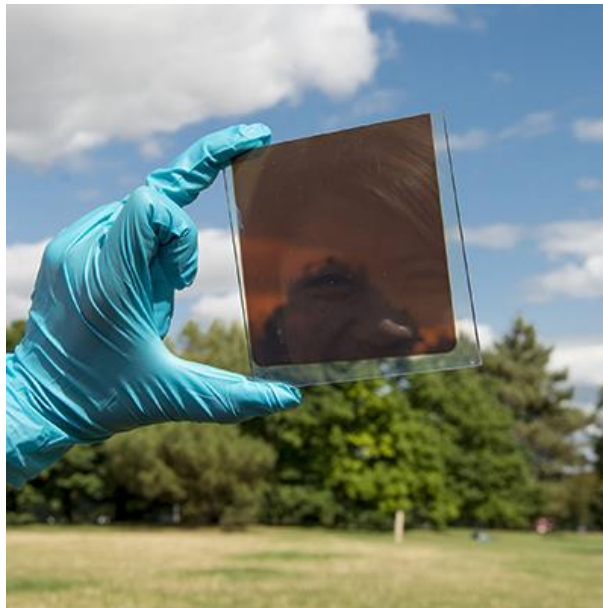


Figura 12 - Células Solares de Perovskita [59].

Esta tecnologia é bastante promissora, pois para além de apresentar baixos custos de produção, estas têm apresentado um rápido aumento no seu desempenho ao longo dos últimos tempos e ainda existem vários métodos que podem ser adotados de forma a otimizar a performance/rendimento destas células (como por exemplo, a alteração da estrutura cristalina, a realização do encapsulamento num ambiente inerte, entre outros [27]).

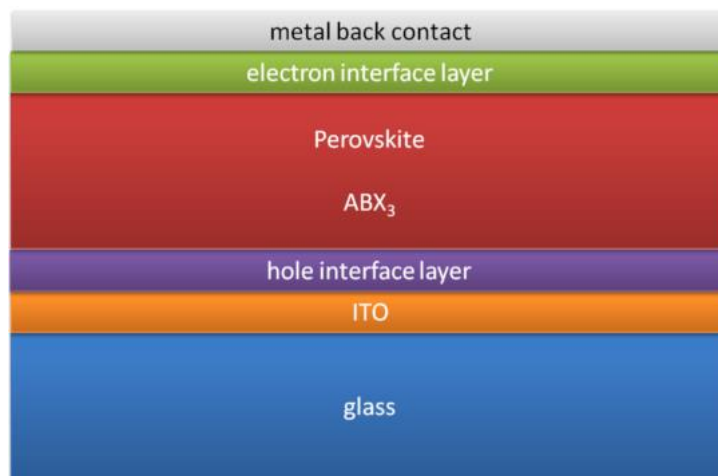


Figura 13 - Esquema genérico (não invertido) de uma célula solar de perovskita [25].

Atualmente, existe um entrave à sua comercialização, que é a fraca estabilidade das células solares de perovskita. O principal motivo que causa este problema é a instabilidade da camada de perovskita quando esta entra em contacto com a humidade [3,25]. Na Figura 13, podemos observar um esquema genérico de uma célula deste tipo. Para que as células solares de perovskita alcancem a estabilidade necessária, as pesquisas futuras devem focar-se em melhorar a estabilidade intrínseca da camada absorvente de perovskita, projetando cuidadosamente a geometria do dispositivo, bem como materiais de encapsulamento que sejam mais resistentes e que protejam o dispositivo da humidade [3]. A encapsulação permitirá a estas células que se aproximem dos tempos de vida ideais, determinados em ambientes controlados, enquanto que a estabilidade da perovskita melhorada ajudará a acelerar a tecnologia para a meta de comercialização.

A primeira célula solar de perovskita atingiu uma eficiência de 3,81% [28], foram feitas várias alterações à geometria do dispositivo, permitindo um aumento exponencial no desempenho do dispositivo, passando para uma eficiência 20,1% (valor máximo registado). Este resultado significa que, estas células podem pela primeira vez na história do fotovoltaico, combinar alta eficiência com baixo custo de produção e continuação de desenvolvimento. Na verdade, existem várias abordagens para melhorar o desempenho disponível para células solares perovskita. Como alternativa às células solares de baixo custo produzidas utilizando técnicas semelhantes às usadas para OPV, este material poderia ser acoplado com silício para formar células multijunção de alta eficiência [29].

#### 2.1.7. Resumo das tecnologias

Na Figura 14, podemos observar a evolução das eficiências das diferentes tecnologias fotovoltaicas existentes até hoje. Com isto conclui-se que embora os painéis de película fina reduzam a utilização de matéria-prima e conseqüentemente os seus custos de produção, continua a existir uma certa incerteza sobre a sua durabilidade. Ainda é necessária alguma experiência e solucionar problemas de produção, para que se torne possível o fabrico de novos produtos de elevada qualidade. A tecnologia de silício mono e policristalino, continua a ser a tecnologia que consegue produzir 80% da sua energia ao longo do seu período de vida, isto ainda não é possível garantir para as tecnologias mais recentes. O que se traduz numa mais valia para esta tecnologia e para os produtores da mesma.

Resumindo, temos as tecnologias de 1ª geração (silício cristalino) que já se encontram muito desenvolvidas e que apresentam bons resultados. Posteriormente, as de 2ª geração (silício amorfo, CdTe, etc) em que os valores de eficiência são pouco satisfatórios. As de 3ª geração já foram testadas, e até já existem aplicações espaciais, mas devido ao seu elevado custo, continuam a ser deixadas de parte. E por fim, as tecnologias emergentes (QD, nanomateriais e perovskitas), apenas existem em laboratório, e apresentam resultados bastante satisfatórios, mas devido a problemas de estabilidade, ainda são pouco competitivas, não existindo ainda a sua comercialização.

# Best Research-Cell Efficiencies

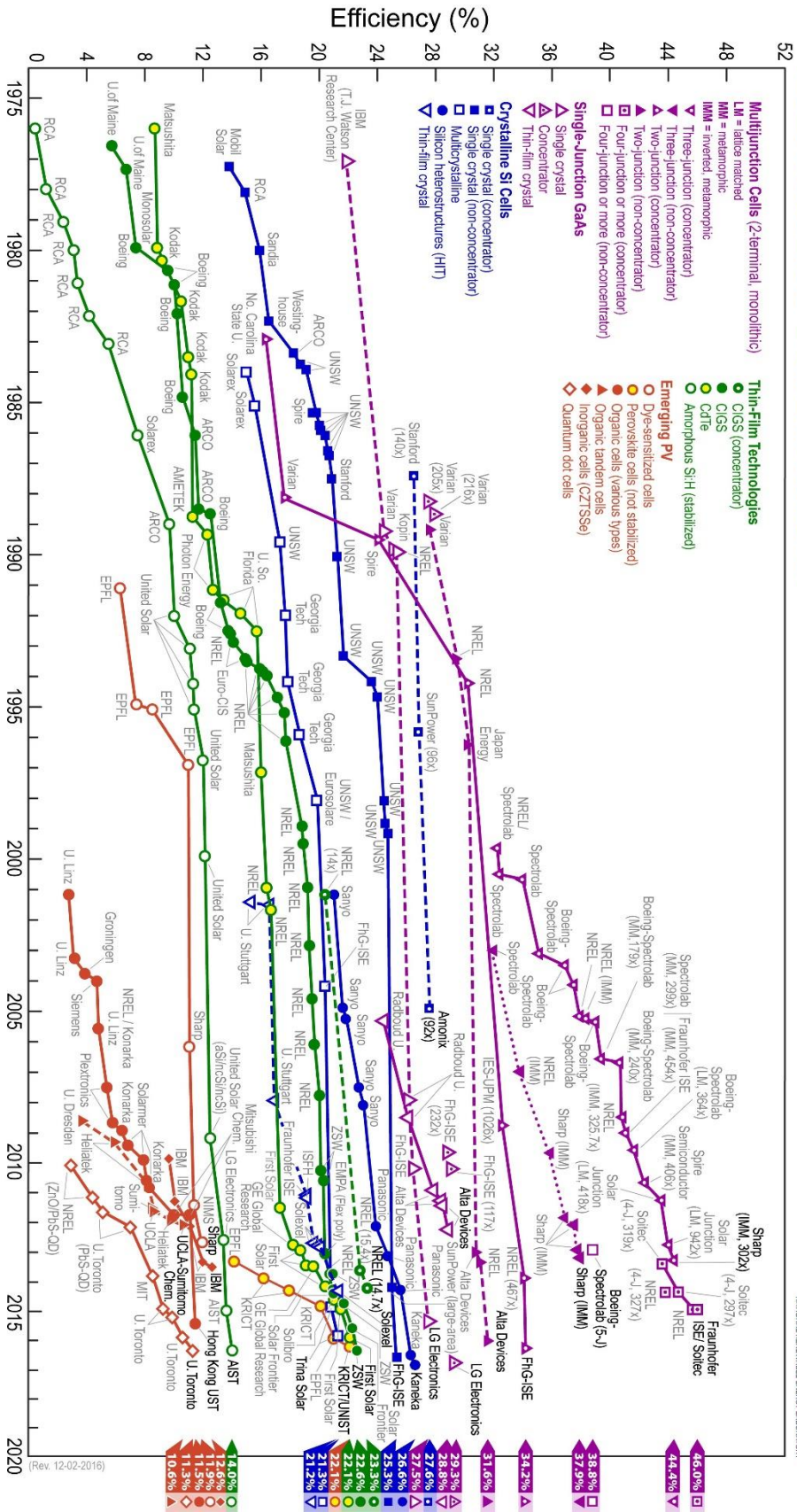


Figura 14 - Evolução das eficiências dos diferentes tipos de células [60].

### 2.1.8. Perspetivas futuras

A eficiência das células fotovoltaicas de filme fino, que são as mais ambicionadas para aplicações de aeronaves movidas a energia solar está prevista atingir uma classificação comercial de 50% até o ano 2030. O desenvolvimento avançado da tecnologia de nanomateriais também está previsto para a aviação nos próximos 20 anos [5]. As principais perspetivas, para um futuro relativamente próximo, recaem sobre as células de Arsenieto de Gálio e as células de perovskita, as primeiras devido aos excelentes valores de eficiência apresentados (na ordem dos 30-40%) e as segundas, pela combinação de dois fatores, boa eficiência e baixo custo.

Classification	Efficiency (%)	Area (cm <sup>2</sup> )	V <sub>oc</sub> (V)	J <sub>sc</sub> (mA/cm <sup>2</sup> )	Fill factor (%)	Test centre (date)	Description
<u>Silicon</u>							
Si (crystalline cell)	25.6 ± 0.5	143.7 (da)	0.740	41.8 <sup>a</sup>	82.7	AIST (2/14)	Panasonic HIT, rear junction [11]
Si (multicrystalline cell)	21.3 ± 0.4	242.74 (t)	0.6678	39.80 <sup>b</sup>	80.0	FhG-ISE (11/15)	Trina Solar [21]
Si (thin transfer submodule)	21.2 ± 0.4	239.7 (ap)	0.667 <sup>a</sup>	38.50 <sup>b</sup>	80.3	NREL (4/14)	Solexel (35 μm thick) [22]
Si (thin film minimodule)	10.5 ± 0.3	94.0 (ap)	0.492 <sup>c</sup>	29.7 <sup>c</sup>	72.1	FhG-ISE (8/07) <sup>a</sup>	CSG Solar (<2 μm on glass) [23]
<u>III-V cells</u>							
GaAs (thin film cell)	28.8 ± 0.9	0.9927 (ap)	1.122	29.68 <sup>d</sup>	86.5	NREL (5/12)	Alta Devices [24]
GaAs (multicrystalline)	18.4 ± 0.5	4.011 (t)	0.994	23.2	79.7	NREL (11/96) <sup>d</sup>	RTI, Ge substrate [25]
InP (crystalline cell)	22.1 ± 0.7	4.02 (t)	0.878	29.5	85.4	NREL (4/90) <sup>d</sup>	Spire, epitaxial [26]
<u>Thin Film Chalcogenide</u>							
CIGS (cell)	21.0 ± 0.6	0.9927 (ap)	0.757	35.70 <sup>a</sup>	77.6	FhG-ISE (4/14)	Solibro, on glass [27]
CIGS (minimodule)	18.7 ± 0.6	15.882 (da)	0.701 <sup>c</sup>	35.29 <sup>c</sup>	75.6	FhG-ISE (9/13)	Solibro, 4 serial cells [28]
CdTe (cell)	21.0 ± 0.4	1.0623 (ap)	0.8759	30.25 <sup>d</sup>	79.4	Newport (8/14)	First Solar, on glass [29]
CZTSSe (cell)	9.8 ± 0.2	1.115 (da)	0.5073	31.96 <sup>f</sup>	60.2	Newport (4/16)	IMRA Europe [4]
CZTS (cell)	7.6 ± 0.1	1.067 (da)	0.6585	20.43 <sup>f</sup>	56.7	NREL (4/16)	UNSW [5]
<u>Amorphous/microcrystalline</u>							
Si (amorphous cell)	10.2 ± 0.3 <sup>g</sup>	1.001 (da)	0.896	16.36 <sup>d</sup>	69.8	AIST (7/14)	AIST [30]
Si (microcrystalline cell)	11.8 ± 0.3 <sup>h</sup>	1.044 (da)	0.548	29.39 <sup>a</sup>	73.1	AIST (10/14)	AIST [31]
<u>Perovskite</u>							
Perovskite (cell)	19.7 ± 0.6 <sup>f</sup>	0.9917 (da)	1.104	24.67 <sup>f</sup>	72.3	Newport (3/16)	KRICT/UNIST [6]
<u>Dye sensitised</u>							
Dye (cell)	11.9 ± 0.4 <sup>m</sup>	1.005 (da)	0.744	22.47 <sup>m</sup>	71.2	AIST (9/12)	Sharp [32]
Dye (minimodule)	10.7 ± 0.4 <sup>m</sup>	26.55 (da)	0.754 <sup>c</sup>	20.19 <sup>c</sup>	69.9	AIST (2/15)	Sharp, 7 serial cells [32]
Dye (submodule)	8.8 ± 0.3 <sup>m</sup>	398.8 (da)	0.697 <sup>c</sup>	18.42 <sup>c</sup>	68.7	AIST (9/12)	Sharp, 26 serial cells [33]
<u>Organic</u>							
Organic (cell)	11.2 ± 0.3 <sup>o</sup>	0.992 (da)	0.780	19.30 <sup>f</sup>	74.2	AIST (10/15)	Toshiba [7]
Organic (minimodule)	9.7 ± 0.3 <sup>o</sup>	26.14 (da)	0.806	16.47 <sup>o,q</sup>	73.2	AIST (2/15)	Toshiba (8 series cells) [34]
<u>Multijunction</u>							
Five junction cell (bonded) (2.17/1.69/1.40/1.06/0.73 eV)	38.8 ± 1.2	1.021 (ap)	4.767	9.564	85.2	NREL (7/13)	Spectrolab [35]
InGaP/GaAs/InGaAs	37.9 ± 1.2	1.047 (ap)	3.065	14.27 <sup>p</sup>	86.7	AIST (2/13)	Sharp [36]
GaInP/GaInAs/Ge; Si (minimodule)	34.5 ± 2.0	27.83 (ap)	2.66/0.65	13.1/9.3	85.6/79.0	NREL (4/16)	UNSW/Azur/Trina [8]
GaInP/GaAs (monolithic)	31.6 ± 1.5	0.999 (ap)	2.538	14.18 <sup>f</sup>	87.7	NREL (1/16)	Alta Devices [9]
GaInP/Si (mech. stack)	29.8 ± 1.5 <sup>h</sup>	1.008 (da)	1.46/0.68	14.1/22.7 <sup>o</sup>	87.9/76.2	NREL (10/15)	NREL/CSEM, 4-terminal [10]
a-Si/hc-Si/hc-Si (thin film)	13.6 ± 0.4 <sup>k</sup>	1.043 (da)	1.901	9.92 <sup>o</sup>	72.1	AIST (1/15)	AIST [37]
a-Si/hc-Si (thin film cell)	12.7 ± 0.4% <sup>k</sup>	1.000 (da)	1.342	13.45 <sup>d</sup>	70.2	AIST (10/14)	AIST [30,31]

Tabela 3 - Características dos diferentes tipos de células fotovoltaicas[46].

## 2.2. Sistemas de armazenamento

Os avanços nos dispositivos de armazenamento de energia nos últimos 30 anos têm afetado significativamente a aplicação da energia elétrica nos veículos aéreos. Um dos maiores entraves ao uso de energia elétrica proveniente da radiação solar na aviação é o facto da produção de energia não ser constante e contínua. Por este motivo é necessário recorrer-se a sistemas de armazenamento de energia e assim garantir o aprovisionamento de energia necessária à aeronave. Outros grandes obstáculos são a reduzida capacidade de armazenamento das baterias existentes atualmente no mercado, bem como, as baixas densidades energéticas da fonte, fazendo com que sejam necessários sistemas de armazenamento energia que apresentem elevada densidade de energia [5].

Dentro dos diversos sistemas de armazenamento, as tecnologias que irão ser abordadas para a aplicação em aviação solar são: as baterias, as células de combustível e os supercondensadores.

### 2.2.1. Baterias

As baterias podem ser classificadas como primárias ou secundárias, de acordo com, com as suas características eletroquímicas. Uma bateria primária é aquela que não pode ser carregada, após sofrer descarregamento total, enquanto uma bateria secundária é recarregável (apresenta vários ciclos de carga e descarga). Para a aplicação de aeronaves solares, apenas as baterias secundárias são importantes, pois apenas estas podem ser carregadas com a energia produzida pelos painéis fotovoltaicos [5].

Além da energia solar estar apenas disponível durante o dia, há vários constituintes atmosféricos, especialmente as nuvens, que interferem com a disponibilidade de radiação solar. Esta constitui uma limitação para a disponibilidade de produção de energia solar fotovoltaica, sendo por isso necessárias baterias para controlar as irregularidades na radiação solar e assim concentrar a energia através de baterias recarregáveis para garantir maior potência energética em determinadas circunstâncias [30]. Em aeronaves movidas a energia solar também são necessárias baterias recarregáveis para armazenar o excesso de energia obtido durante o dia e fornecer quando necessário.

Para as baterias recarregáveis, a densidade de energia é um parâmetro chave para avaliar o seu desempenho. A densidade de energia é definida como a quantidade de energia armazenada em um determinado sistema, por unidade de massa ou região do espaço por unidade de volume. Geralmente, a densidade de energia de uma bateria recarregável pode ser calculada através da Equação (1), onde  $E$  é a energia total armazenada pela bateria e  $m_b$  é a massa da bateria recarregável.

$$\bar{m}_b = \frac{E}{m_b} \quad (1)$$

Devido ao facto de a densidade de energia ser um fator crítico para a maioria das aplicações, especialmente para este tipo de aeronaves, têm sido realizados diversos estudos por todo mundo com o objetivo de melhorar a densidade de energia das baterias recarregáveis [28]. A Figura 15 compara as densidades de energia e a densidade de potência de algumas tecnologias de armazenamento de energia.

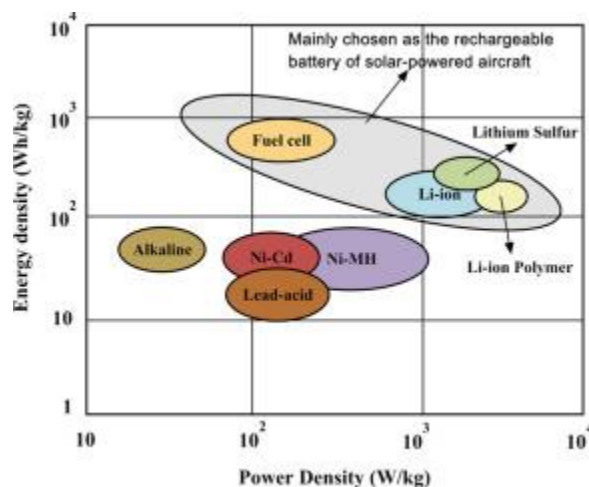


Figura 15 - Densidade Energética vs Densidade de potência das baterias [6].

As tecnologias de armazenamento de energia existentes atualmente, no que toca a baterias secundárias, são: chumbo-ácido, níquel-cádmio (NiCd), níquel-zinco (NiZn), íão de lítio (Li), níquel-metal-hidreto (NiMH), sódio-enxofre (NaS), lítio-enxofre(Li-S) e polímero de lítio (Li-Po). Para os aviões solares, a escolha da bateria recarregável é a questão mais crítica, pois representa a parte com mais impacto no peso total do mesmo. Assim, as tecnologias de densidade de energia relativamente baixa, tais como, chumbo-ácido, NiCd, NiMH, NiZn, não serão tidas em consideração ao longo do trabalho. Sendo então as baterias de íão de lítio, Li-S e polímero de lítio as baterias mais promissoras para as aeronaves movidas a energia solar [5,6].

No início da década de 90, as melhores baterias disponíveis eram níquel-cádmio ou níquel-metal-hidreto, e foram bastante utilizadas nos primeiros 30 anos na indústria aeroespacial [31]. As baterias de NiCd apresentam elevado tempo de vida útil, mas têm baixa densidade de energia. O NiMH foi desenvolvido para substituir a célula de NiCd mas não atingiu o peso, o ciclo de vida nem o tamanho esperado. A melhoria principal no desempenho da tecnologia não foi realizada até 1991 em que as primeiras baterias de íão lítio surgiram. Estas últimas foram então modificadas passando a utilizar um eletrólito sólido composto, resultando nas baterias de polímero de lítio lançadas em 1996. Várias características destas baterias estão incluídas na Tabela 7. Como mencionado anteriormente, a característica com principal interesse para aplicações em aeronaves é a densidade de energia da bateria. A partir de 2005, começaram a surgir diversas melhorias a nível da densidade de energia, bem como reduções de custo devido a utilizações de novos materiais [32]. Mais recentemente, o aparecimento das baterias recarregáveis de lítio-enxofre, aumentou os valores de densidade de energia máximos de cerca de 350 Wh/kg, algumas fontes citando até 400 Wh/kg. Infelizmente, as baterias de lítio-enxofre apresentam atualmente ciclos de vida de aproximadamente 100 ciclos.



Characteristic	Lead-acid	NiCd	NiMH	Li-ion	Li-Po	Li-S	Zn air
Energy density	33–40 W h/kg	40–60 W h/kg	30–80 W h/kg	160 W h/kg	130–200 W h/kg	250–350 W h/kg	230 W h/kg
Energy/volume	50–100 W h/L	50–150 W h/L	140–300 W h/L	270 W h/L	300 W h/L	600 W h/L	270 W h/L
Power density	80–300 W/kg	200–500 W/kg	250–1000 W/kg	1800 W/kg	2800 W/kg	2800 W/kg	105 W/kg
Recharge time	8–16 h	1 h	2–4 h	2–3 h	2–4 h	–	10 min
Cycle eff	82%	80%	70%	99.9%	99.8%	99.8%	–
Lifetime	–	–	–	24–36 mth	24–36 mth	24–36 mth	–
Life cycles	300	500	500–1000	1200	> 1000	> 1000	> 2000
Nominal voltage	2 V	1.2 V	1.2 V	3.6 V	3.7 V	3.7 V	1.2 V
Operating temperature	Ambient (15–25 °C)	–20 to 60 °C	–20 to 60 °C	–40 to 60 °C	–	–	Ambient –25 °C
Commercial use	1900/1970	1900/1950	1990	1991	1999	–	–
Cost per Wh	\$0.17	\$1.50	\$0.99	\$0.47	–	–	–

Tabela 4 - Características dos diferentes tipos de baterias recarregáveis.

- Baterias de íon lítio e polímero de lítio

As baterias de íões de lítio fazem parte da família das baterias recarregáveis, nestas os íões de lítio movem-se do elétrodo negativo para o elétrodo positivo durante as descargas e vice-versa quando estão em carregamento. As baterias de polímero de lítio têm a mesma propriedade das anteriores, mas, para além de serem mais leves, podem ter qualquer formato pretendido. Este tipo de baterias, em particular, tem uma ampla gama de aplicações [33].

As baterias Li-Po são baterias secas, isto é, o seu eletrólito é um filme plástico, este assemelha-se a um filme parecido com plástico que não conduz eletricidade, mas que permite a troca de íões. Isto simplifica o design da bateria, garantindo a produção de células ultrafinas. A grande vantagem destas é que elas oferecem uma grande flexibilidade no formato, permitindo que o fabricante aproveite melhor o espaço disponível (criando uma bateria retangular longa e fina, por exemplo), sem ficar preso ao formato cilíndrico das células íon de lítio convencionais. As suas vantagens incluem uma maior densidade de energia e uma bateria que pode ser pequena, leve e fina. Elas fornecem o dobro da capacidade de energia de uma bateria de íões de lítio com o mesmo tamanho [34].

Name	Year	Type of BATTERY	Specific energy (W h/kg)
Solar Impulse HB-SIA [74]	2009	Lithium-ion polymer battery, weigh 400 kg, or more than 1/4 of the total mass of the plane	240
Sunrise II [75]	1985	Lithium-ion polymer battery	145
Xihe [77]	2009	Lithium-ion polymer battery	196
Green flight challenge: Taurus G4 [102]	2011	High energy density lithium-polymer cells, which consists of three groups of 88 series-connected cells. In practice, total capacity exceeds 90 kW h. Total mass of battery is about 500 kg	180
So long [79]	2005	120 Sanyo 18,650 lithium-ion polymer battery 5.6 kg, 1200 W h	214
Skysailor [70]	2004	Including a margin of 20%, the battery of aircraft composed of eight E-tec1200 cells in series, six in parallel, which lead to a capacity of 207.36 W h with 7200 mA h at 28.8 V and a total weight of 1.2 kg	172

Tabela 5 - Tipo de bateria utilizada em aviões solares existentes.

Embora ambas as tecnologias, íon de lítio e Li-Po, ainda não tenham sido completamente desenvolvidas, em comparação com outras tecnologias de armazenamento de energia disponíveis hoje em dia, as baterias de íões de lítio e de polímero de lítio têm sido sempre as escolhidas para as aeronaves movidas a energia solar [35–37], conforme podemos observar na Tabela 5.

A Tabela 4 mostra a densidade de energia da bateria de polímero de lítio utilizada em aeronaves movidas a energia solar varia entre os 140 e os 240 Wh/kg. Embora as baterias de lítio e as Li-Po são duas das melhores baterias recarregáveis no que toca a uma maior densidade de energia e uma perda muito lenta de carga quando da sua não utilização, a sua densidade de energia ainda não é alta o suficiente. Isso se tornou a restrição crucial para a aeronave movida a energia solar para suportar um voo HALE [6].

Os projetistas de Sky-sailor, Noth et al [18,38] concluíram que a potência necessária durante a noite precisava de mais baterias, mas simultaneamente, o peso adicional de mais baterias consumirá mais energia. Assim, para a aeronave alimentada por energia solar equipada com bateria de polímero de lítio bem como lítio, a mesma requer uma redução drástica da restante parte do avião para otimizar a eficiência energética de todo o sistema. Para maximizar a performance aerodinâmica é necessário manter a seguinte proporção asas de grande dimensão com um perfil de baixas velocidades, como o exemplo do Solar Impulse, que se pode ver na Figura 16.



Figura 16 - Solar Impulse [61].

- **Baterias de lítio-enxofre**

Devido ao facto da baixa densidade de energia das baterias recarregáveis ser uma grande restrição ao projeto de aeronaves impulsionadas por energia solar, a demanda por baterias recarregáveis avançadas com altas densidades de energias aumentou abruptamente. Nestas circunstâncias, foi desenvolvida a bateria de lítio-enxofre (Li-S) pela empresa Sion Power, a partir do ano de 1994 [32]. Com base no par redox lítio/enxofre elementar, a bateria Li-S tem uma capacidade específica teórica de 1600 mAh/g e uma energia específica teórica de 2600 Wh/kg assumindo que se dá a reação completa de lítio com enxofre. Esta é a maior densidade de energia teórica de qualquer de bateria recarregável. Depois de muita investigação [39–41], a bateria Li-S é apontada como uma tecnologia muito promissora para aplicações de alta energia e poderá suceder às células de íões de lítio, devido à sua maior densidade de energia e custo reduzido devido ao uso do enxofre.

Esta tecnologia é especialmente adequada para a aplicação em aviões a energia solar, onde o peso é um fator crítico. O Zephyr 7 que voou mais de 336 h em Yuma, Arizona em Julho de 2010, atingindo uma altitude de 21,6 km, é o primeiro e único equipado com este tipo de bateria Li-S [32]. Conforme ilustrado na Figura 17, as baterias Li-S usadas no Zephyr 7 são laminares.



Figura 17 - Bateria de Lítio-Enxofre [34].

As baterias Li-S são instaladas como películas finas dentro da asa, como mostrado na Figura 18. Uma vez que, a altitude operacional do Zephyr 7 é cerca de 17-21 km, é importante manter a temperatura adequada destas células e condições adequadas que permitiriam recarregar a mesma a temperaturas que rondam os 60 °C negativos. Para isso, é utilizado um sistema de controlo eletrónico avançado para manter a temperatura e a condição da bateria durante o voo.



Figura 18 - Instalação das baterias de Li-S na asa [6].

### 2.2.2. Células de combustível

Outro método de armazenamento de energia aplicável a aeronaves movidas a energia solar é o uso de células de combustível, que podem ser regenerativas e não regenerativas. No final dos

anos 50 e início dos anos 60, a NASA, em colaboração com algumas indústrias, iniciou o desenvolvimento de células de combustível para missões espaciais tripuladas. Os sistemas de células de combustível são caracterizados pelos componentes de conversão de energia. Estas incluem as células de combustível, componentes de armazenamento de energia, reagentes e tanques, bem como componentes auxiliares. O sistema regenerativo é considerado altamente eficiente com um potencial de densidade de energia duas a três vezes maior que o de um sistema baseado em bateria secundária [42]. O sistema não regenerativo é o mesmo, mas com a ausência de um eletrolisador. Um sistema baseado em células de combustível tem de garantir sempre que o oxigénio e o hidrogénio são combinados para produzir energia elétrica, calor e água. Enquanto estes gases são fornecidos, a unidade continua a produzir energia. Existem atualmente vários tipos de pilhas de combustível em desenvolvimento, cada uma com vantagens, limitações e aplicações favoráveis, como mostrado na Tabela 6.

Fuel cell type	Electrolyte	Operating temperature (°C)	Efficiency (%)	Energy output	Application
Polymer Electrolyte Membrane (PEMFC)	Proton exchange membrane	50-100	35-60	< 1-100 kW	Portable power, Transportation, Backup power, Distributed generation, Specialty vehicles
Alkaline (AFC)	Aqueous potassium hydroxide solution	90-100	60	10-100 kW	Military, Space
Phosphoric acid (PAFC)	Liquid phosphoric acid	150-200	40	400 kW	Distributed generation, Electric utility
Molten carbonate (MCFC)	Solution of lithium, sodium, and/or potassium carbonates	600-700	45-50	300 kW-3 MW	Distributed generation, Electric utility
Solid oxide (SOFC)	Solid zirconium oxide stabilized with yttrium	700-1000	60	1 kW-2MW	Auxiliary power, Distributed generation, Electric utility

Tabela 6 - Comparação dos diferentes tipos de células de combustível.

Na Figura 19, podemos observar um esquema de uma célula de combustível. O sistema regenerativo combina o hidrogénio com o oxigénio. O excesso de energia gerada a partir das células solares é armazenado e utilizado para desassociar moléculas de água. Os gases de oxigénio e de hidrogénio serão então acumulados em tanques separados sob pressão. Durante o período de inatividade das células solares, o processo é invertido. Portanto, os gases de oxigénio e hidrogénio seriam alimentados de volta através do sistema para gerar eletricidade e água como um subproduto. A água é armazenada num tanque até ao nascer do sol quando o processo começa de novo.

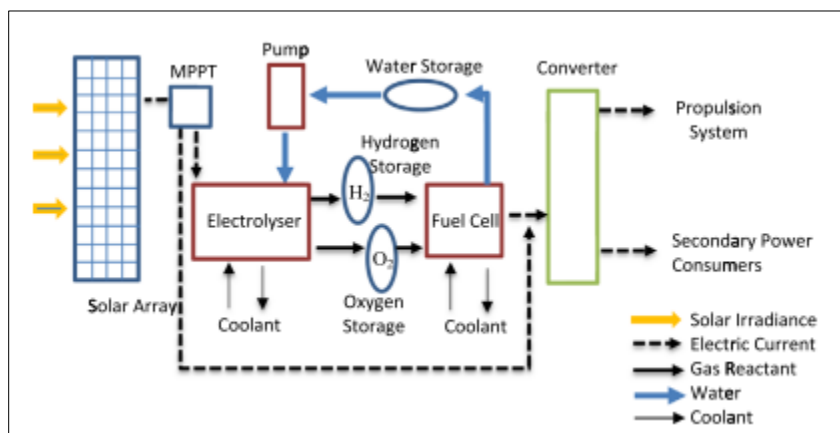


Figura 19- Esquema de uma célula de combustível regenerativa[5].

As pilhas de combustível têm muitas vantagens sobre outras baterias recarregáveis, tais como maiores eficiências, menor poluição, entre outras. Dependendo do tipo de eletrólitos, existem várias células de combustível, por exemplo, célula de combustível de ácido fosfórico (PAFC), célula de combustível de carbonato fundido (MCFC), célula de combustível de óxido sólido (SOFC). O uso de gás hidrogênio e oxigênio é necessário para alcançar uma densidade de potência razoável no sistema de células de combustível [43].

Os dois tipos de células de combustível mais promissoras para aplicações de aeronaves são as células de combustível de membrana de troca de prótons (PEMFC) e as células de combustível de óxido sólido (SOFC). Para cada sistema, a chave para a futura implementação em aeronaves é aumentar a potência específica (kW/kg). As PEMFC são dispositivos de baixa temperatura que oferecem tempos de arranque rápidos, mas que requerem como combustível hidrogênio gasoso puro. Aumentar a temperatura de funcionamento da PEMFC irá melhorar a tolerância às impurezas e pode melhorar a potência específica do sistema. Estas células produzem uma quantidade significativa de calor que é difícil de dissipar ou produzir trabalho adicional, resultando na necessidade de refrigeração líquida para aumentar a potência específica. O sistema de óxido sólido poderia ser usado como uma fonte de alimentação autônoma ou, devido à grande quantidade de calor produzida, combinado com uma turbina no sistema híbrido para alcançar eficiências ainda maiores [5].

Em contraste, as SOFC operam com significativamente mais fluxo de ar (o que não leva a grande produção de calor, eliminando assim, a necessidade de um sistema de refrigeração líquido, bem como o peso associado a este sistema). Ambos os tipos de células de combustível exigirão investimentos significativos para incorporação em aeronaves, bem como, aumentos da potência específica, melhorias de operabilidade e durabilidade. Embora hoje em dia existam vários sistemas de células de combustível para aplicações aeroespaciais, as PEMFC consistem numa melhor opção de tecnologia a ser considerada para operações de voo [5].

Um caso prático da utilização de células de combustível é o Helios, que foi o primeiro teste de voo bem-sucedido de um avião solar equipado com pilha de combustível. O tanque do Helios transporta hidrogênio pressurizado e oxigênio, que são combinados para produzir energia elétrica, calor e água. Estes sistemas são atraentes não só do ponto de vista ambiental, mas também pelo facto de apresentarem poucas partes móveis, sendo bastante confiáveis. Para o Helios, se a energia necessária fosse fornecida pelas baterias recarregáveis comuns, como as de lítio, este seria muito pesado para atender as suas metas de duração e altitude. Assim a célula de combustível é fundamental para o voo-teste de Helios [44,45].



Figura 20 - Tanque da célula de combustível do avião Helios [6].

No entanto, ao contrário das baterias de lítio, devido ao seu peso, a célula de combustível não pode ser lateralmente distribuída ao longo das asas da aeronave. Conforme ilustrado na Figura 20, o Helios requer a célula localizada na linha central da aeronave e dois tanques de hidrogênio de alta pressão localizados no centro de cada painel no cume da asa. A flexibilidade estrutural e as grandes massas associadas ao sistema da célula de combustível causam diversos efeitos de massa em diversos pontos e ainda uma complexidade substancial na dinâmica de voo da aeronave, resultando na queda da aeronave no oceano [44,45].

### 2.2.3. Supercondensadores

Um condensador é um dispositivo eletrônico que armazena uma carga elétrica, consistindo em um ou mais pares de condutores separados por um isolador. Os condensadores têm tempos de resposta muito rápidos e fornecem tensão transitória estável. A desvantagem está na sua baixa densidade energética que é inferior a 15 Wh/kg, o que dificulta a sua utilização em aplicações de longo prazo. Apresenta uma densidade de potência elevada de 4000 W/kg, mas uma tensão de célula limitada de aproximadamente 2,3 V. Os condensadores considerados para aplicações de veículos aéreos são muito maiores do que os encontrados em dispositivos eletrônicos comuns, como tal, têm a designação de supercondensadores [46].

Os supercondensadores (SC) também são conhecidos como condensadores elétricos de camada dupla (EDLC). Estes têm uma construção de dupla camada que consiste em dois eletrodos de carbono imersos em um eletrólito orgânico. Durante o carregamento, os íons no eletrólito movem-se para os eletrodos com polaridade oposta, isto é causado por um campo elétrico entre os eletrodos resultante da tensão aplicada. Consequentemente, são produzidas duas camadas carregadas separadas. Apesar dos condensadores apresentarem uma construção idêntica à das baterias, o seu funcionamento depende apenas da ação eletrostática e não da ação química, apresentando várias centenas de milhares de ciclos [5]. Na prática, o custo e a complexidade dos condensadores não os tornam uma solução atraente para aviões movidos a energia solar. No entanto, vários esforços estão a ser feitos no sentido de reduzir os seus custos. Embora tenham

características de ciclo de vida impressionantes, os condensadores sofrem efeitos de degradação acelerados de diversos parâmetros como, temperatura, vibrações, pressão e humidade [47].

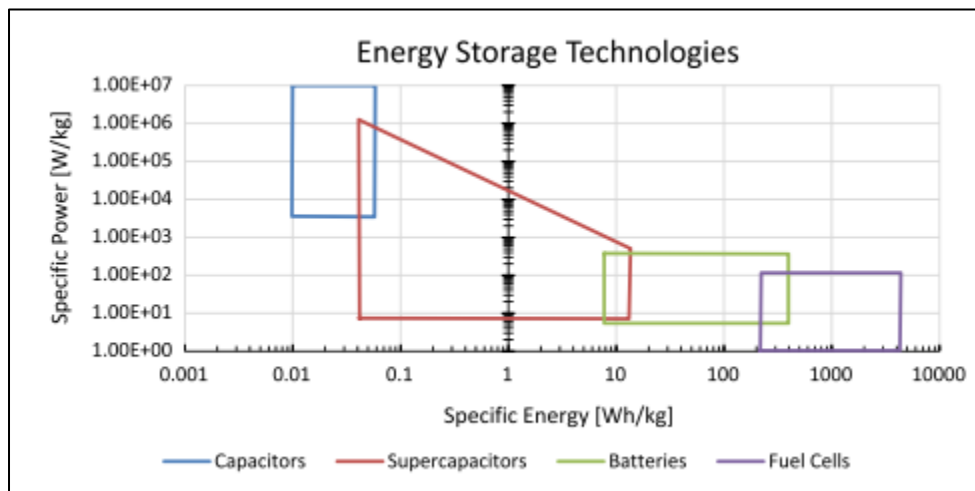


Figura 21 - Potência vs Energia das diferentes tecnologias de armazenamento [62].

Uma comparação de desempenho das tecnologias de armazenamento de energia aqui descritas é ilustrada num gráfico de Ragone, na Figura 21. Como resultado da alta taxa de carga e descarga, os condensadores possuem atributos de densidade de potência maiores do que as células de combustível e as baterias. No entanto, estas têm densidades de energia maiores, mas também têm densidades de potência muito baixas devido à sua reação lenta. Os supercondensadores tendem a superar essa lacuna entre condensadores e células de combustível e baterias, pois são consideradas como tendo as altas densidades de energia atribuíveis às baterias sem perder as suas altas densidades de potência como condensadores.

#### 2.2.4. Sumário das tecnologias de baterias

Pode concluir-se que, as baterias recarregáveis mais usadas em aeronaves movidas a energia solar ainda são as baterias de polímero de lítio, mas a sua densidade de energia não é suficientemente alta, sendo a densidade de energia uma restrição fulcral para suportar um voo HALE[6].

As células de combustível mantêm a promessa de alcançar a maior densidade de energia de cerca de 450-550 Wh/kg. Embora apresentem elevado potencial para a sua utilização em aeronaves, a sua massa concentrada introduzirá uma complexidade substancial na dinâmica de voo da aeronave. Assim, o nível tecnológico atual não é apropriado para aplicar células de combustível numa aeronave movida a energia solar [6].

Pela comparação de todos os tipos de baterias recarregáveis que foram instalados em aeronaves movidas a energia solar, a bateria recarregável mais promissora em aeronaves movidas a energia solar é a bateria de Lítio-Enxofre. Uma vez que não só, tem uma densidade de energia

relativamente maior, mas também porque pode ser instalada como uma “sanduíche” de película fina dentro da asa, distribuindo o peso da bateria recarregável lateralmente ao longo da asa [6].

Relativamente aos supercondensadores, são bastante promissores, mas ainda são necessárias várias melhorias, uma vez que as suas dimensões/peso são um grande entrave à sua utilização neste tipo de aeronaves.



### 3. Metodologia e Resultados experimentais

Neste capítulo, é explicada a fase experimental realizada durante a dissertação. Para a realização dos diversos testes foi utilizado o UAV que pode ser visto nas Figuras 22 e 23.



Figura 22 – UAV estudado.

Este UAV, é um aeromodelo muito popular, feito de Polistireno Expandido (EPS), tem asa alta com cerca de 1900 mm de envergadura com um ligeiro diedro e empenagem em T. As superfícies de controlo consistem em um aileron por asa, leme de profundidade e leme. O motor é do tipo brushless com uma hélice de duas pás. O peso do avião, isto é, da sua fuselagem, após montagem ronda as 1115 gramas. Enquanto que o peso durante o voo, com todos os componentes inseridos, varia entre as 1600 e as 1800 gramas.

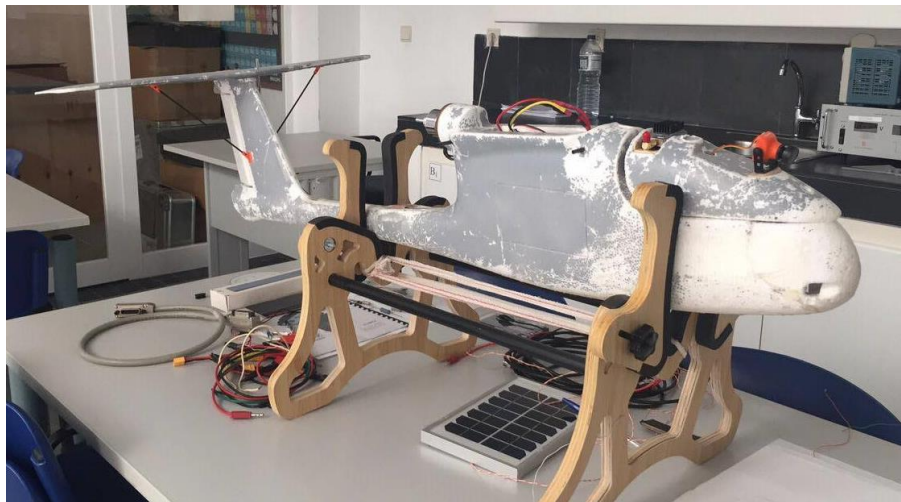


Figura 23 - Vista lateral do UAV.

Os componentes de aviónica que este modelo apresenta são: a bateria, variador de corrente, motor e recetor de sinal para 4 canais (motor, ailerons, leme e leme de profundidade). À parte destes, temos outro grupo de componentes que auxiliam o piloto na navegação fora da linha de alcance visual, e estes são: "OSD - *On Screen Display*", GPS, sensor de corrente e voltagem, antena de transmissão de vídeo, transmissor de vídeo e câmara. O segundo grupo de componentes é alimentado por uma segunda bateria, de menor capacidade do que a primeira.

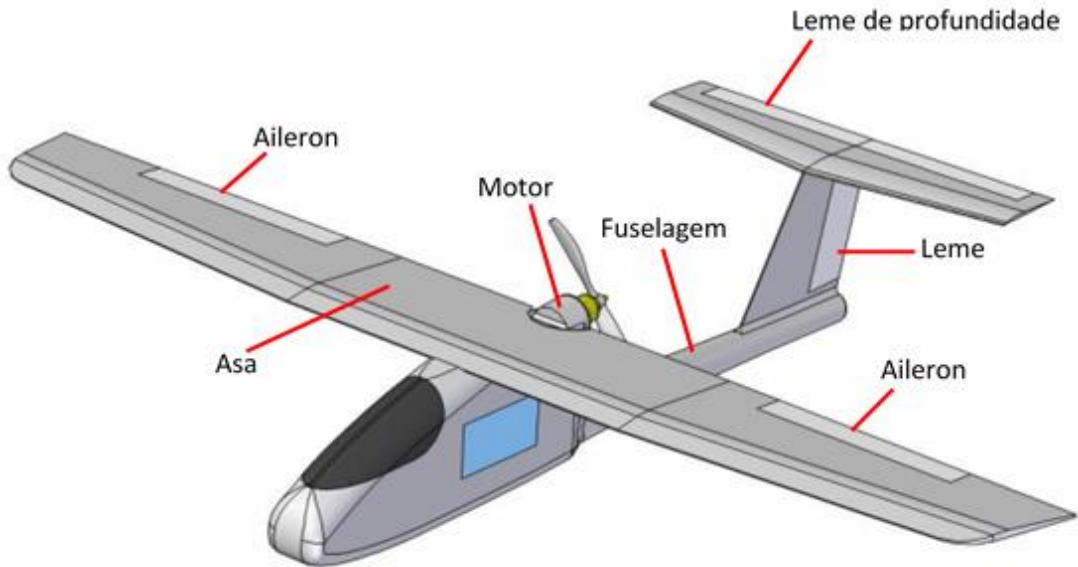


Figura 24 - Esquema do UAV, com indicação dos seus componentes[48].

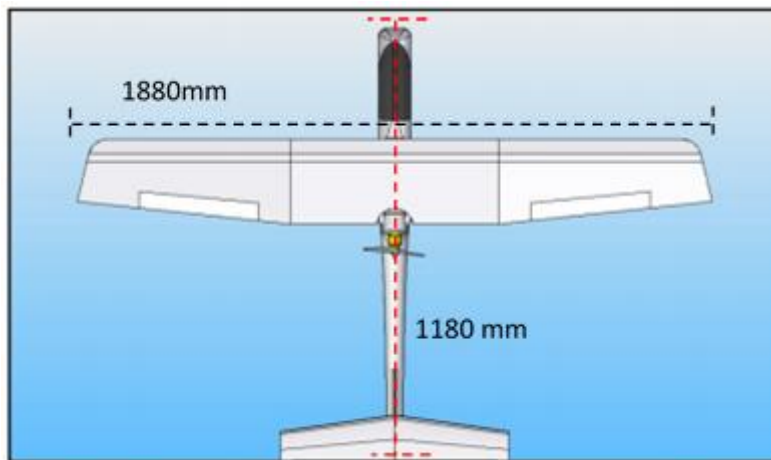


Figura 25 - Representação da envergadura (tracejado preto) e do comprimento (tracejado vermelho) [48].

Nas Figuras 24 e 25, estão detalhados alguns componentes físicos do avião bem como determinadas dimensões. A fuselagem é a camada de proteção exterior de uma estrutura, no nosso avião é de EPS. E esta é constituída por toda a estrutura, à exceção das asas e do leme de profundidade.

### 3.1. Experiências

#### 3.1.1. Ensaio de voo

Começou por realizar-se no dia 12 de novembro de 2016, no Monte das Flores (Évora) um voo experimental com o UAV em questão, para podermos observar o seu desempenho, bem como os consumos na descolagem e durante o voo. O voo foi realizado até uma altitude próxima dos 400m, sendo que este consegue atingir altitudes de 15km. Na Tabela 7 podemos observar os valores de corrente e tensão instantâneos registados, bem como os valores de potência calculados, utilizando a Equação (2).

$$P = V \times I \quad (2)$$

<b>Sist. Autopilot, Transm. Video, Antena, Sensor de I/V, camara</b>			
	I (A)	V (V)	P (W)
Descolagem e durante o voo	0,5	12,6	6,3
<b>Motor, Regulador de corrente, Servos, Recetor de telecomando</b>			
	I (A)	V (V)	P (W)
Descolagem	35	16,8	588
Durante o voo, à velocidade de cruzeiro	10	16,8	168

Tabela 7 - Tensão, corrente e potência dos vários sistemas do UAV.

O Sistema de piloto automático, transmissor de vídeo, antena, sensor de corrente/tensão e câmara, consomem uma potência de 6,3W. Este grupo de componentes é alimentado por uma bateria Li-Po 3S de 11,1V e 2,2Ah. O motor, regulador de corrente, servos e o recetor do telecomando consomem uma potência de 588W na descolagem e 168W durante o voo à velocidade de cruzeiro. Este grupo de componentes é alimentado por uma bateria Li-Po 4S de 14,8V e 10Ah. A referida voltagem das baterias é nominal. Sendo que, quando carregadas a voltagem máxima é de 4.2V por célula. Ficando a primeira bateria com  $4,2V \times 3 = 12,6V$  e a segunda com  $4,2V \times 4 = 16,8V$ . Com isto pode concluir-se que, na totalidade dos dois grupos de sistemas o consumo é de 594,3W na fase de descolagem e 174,3W durante o voo.

Foram feitos alguns cálculos hipotéticos, considerando a existência de células fotovoltaicas. As células escolhidas foram as Maxeon C60 da SunPower, que são células de silício monocristalino, estas apresentam uma espessura bastante reduzida (aproximadamente 165  $\mu m$ ) o que permite aplicação nas asas do avião sem interferir demasiado com a sua aerodinâmica. A área destas células

é de aproximadamente 156 cm<sup>2</sup>. Estas células têm rendimentos bastante satisfatórios, que rondam os 21,8% (valor para condições STC: 1000W/m<sup>2</sup>, AM 1,5g e T da célula 25°C), mais informações sobre estas células podem ser consultadas na ficha técnica das mesmas, no Anexo I. Atualmente, é possível incorporar 20 células deste tipo sobre as asas do avião.

Foi calculada a produção das células, em Watts, com base nos valores de radiação global horizontal medida em Évora no dia do voo (12 de novembro de 2016), durante a manhã em que foi feita a experiência, e este valor de potência foi obtido através da Equação (3). No Anexo II, podem ver-se as tabelas com os valores de produção e irradiância solar global, com resolução temporal de um minuto durante o intervalo de tempo em que foi feita a experiência.

$$P_{células} = A_{células} \times n_{células} \times \eta \times I_G \quad (3)$$

Na Figura 26, temos a curva da potência produzida pelas células em cada minuto, bem como a radiação solar global horizontal. As oscilações nos valores de radiação e conseqüentemente de potência correspondem à existência de nuvens. Devido ao pequeno intervalo de tempo em que o ensaio foi realizado (aproximadamente uma hora), a radiação global não variou muito, tendo oscilado apenas entre os 400 e os 500W/m<sup>2</sup>, com um pico superior a 600W/m<sup>2</sup> devido à diminuição da cobertura de nuvens nesse momento.

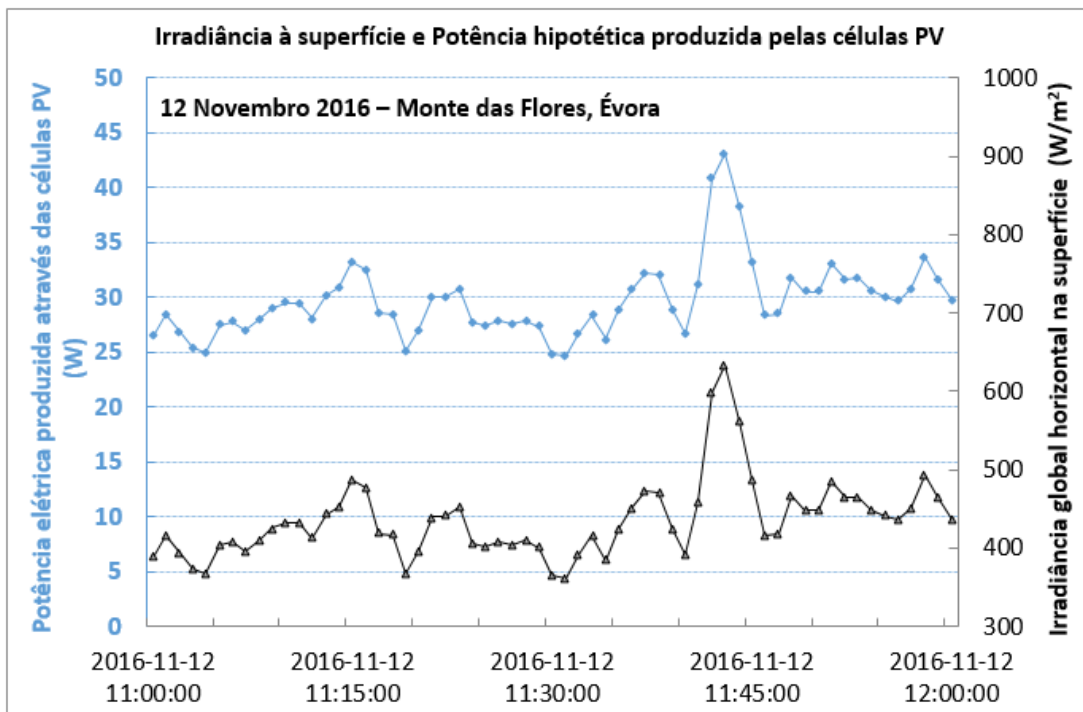


Figura 26 - Irradiância à superfície e potência hipotética produzida pelas células fotovoltaicas.

Para ficarmos a conhecer a percentagem de contribuição da energia solar durante o voo, utilizaram-se as Equações (4) e (5).

$$\text{Contribuição solar} = \frac{P_{células,corr}}{P_{voo}} \times 100 \quad (4)$$

$$P_{células,corr} = A_{células} \times n_{células} \times \eta \times I_G \times \alpha \quad (5)$$

Em que,  $\alpha$  é um fator de escala para a altitude (neste caso, para os 400 metros, altitude a que foi realizado o voo) e que foi estimado com base em simulações de transferência radiativa de acordo com [49,50], o fator de correção é dado por,  $\alpha = 1,0128$ . Neste cálculo, não foi tida em conta a variação da temperatura.

Após, serem realizados todos os cálculos obteve-se a contribuição percentual da energia solar para as várias fases de voo, que se traçou representa no gráfico da Figura 27.

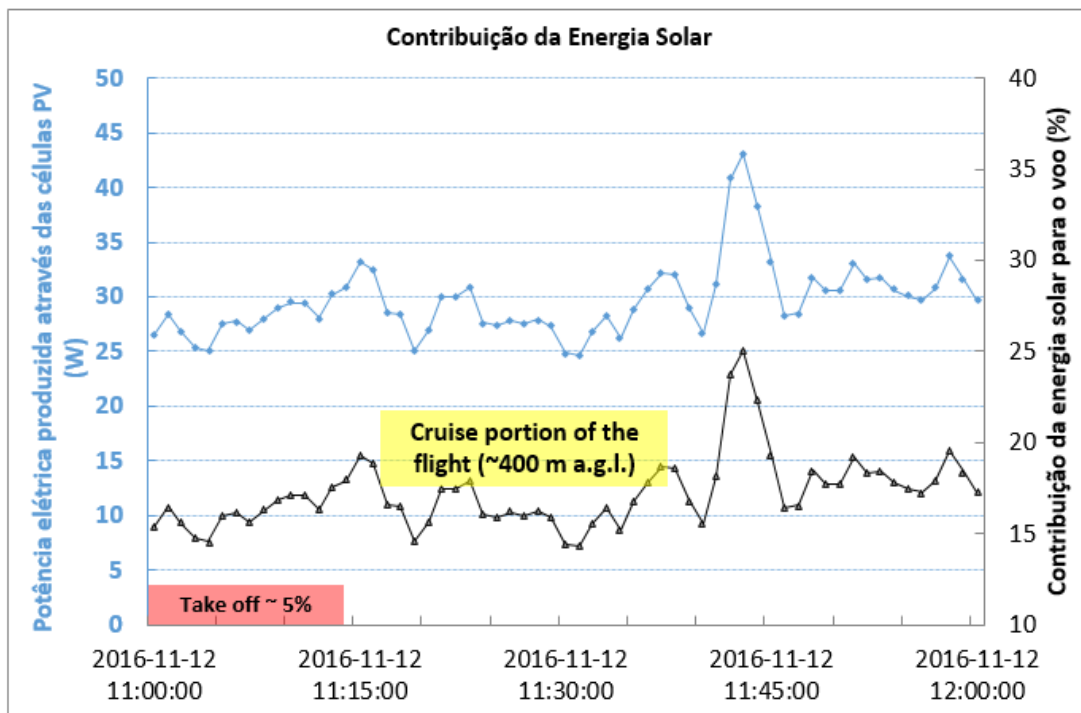


Figura 27 - Contribuição hipotética da Energia Solar para o voo realizado.

Pode concluir-se que na descolagem (ou *take off*) a contribuição é de aproximadamente 5%, como se pode ver na Figura 27 e na tabela que se encontra no Anexo II. Relativamente, à contribuição durante o voo em velocidade de cruzeiro, esta varia entre os 15 e os 25% da potência total necessária. Para que fosse possível manter a velocidade de cruzeiro durante o voo, durante o intervalo de tempo analisado, foi calculado o número de células que seriam necessárias em cada instante, de acordo a Equação (6), como pode ser visto na tabela no Anexo II.

$$n_{células} = \frac{P_{voo}}{A_{células} \times \eta \times I_G} \quad (6)$$

Fez-se uma média dos valores instantâneos do número de células necessárias, neste caso considerou-se  $\alpha=1$ , e verifica-se que o avião deveria possuir cerca de 120 células, o que perfaz uma área de 1,875 m<sup>2</sup>, para que fosse possível manter a velocidade de cruzeiro durante o voo. Por este motivo, as baterias devem ser carregadas antes do voo, para que depois possam fornecer energia quando necessário.

Na Figura 28 apresenta-se a curva da produção elétrica em função da altitude (amarelo), juntamente com o perfil atmosférico de temperatura (vermelho). A curva da produção elétrica é inversamente proporcional à altitude uma vez que a radiação solar disponível aumenta à medida que se sobe na atmosfera (menor depleção da radiação à medida que a espessura da atmosfera diminui). De referir, no entanto, que nos cálculos aqui efetuados para obter o perfil vertical da potência elétrica produzida, não foi tido em conta o efeito por exemplo da temperatura e vento, as quais têm um papel importante na eficiência das células. Na realidade estas variáveis meteorológicas podem contrabalançar o aumento de radiação solar disponível com uma diminuição da eficiência das células para temperatura gradualmente mais baixas, devido ao facto, de para altitudes elevadas e temperaturas muito negativas, existir a formação de gelo, afetando negativamente a eficiência das mesmas.

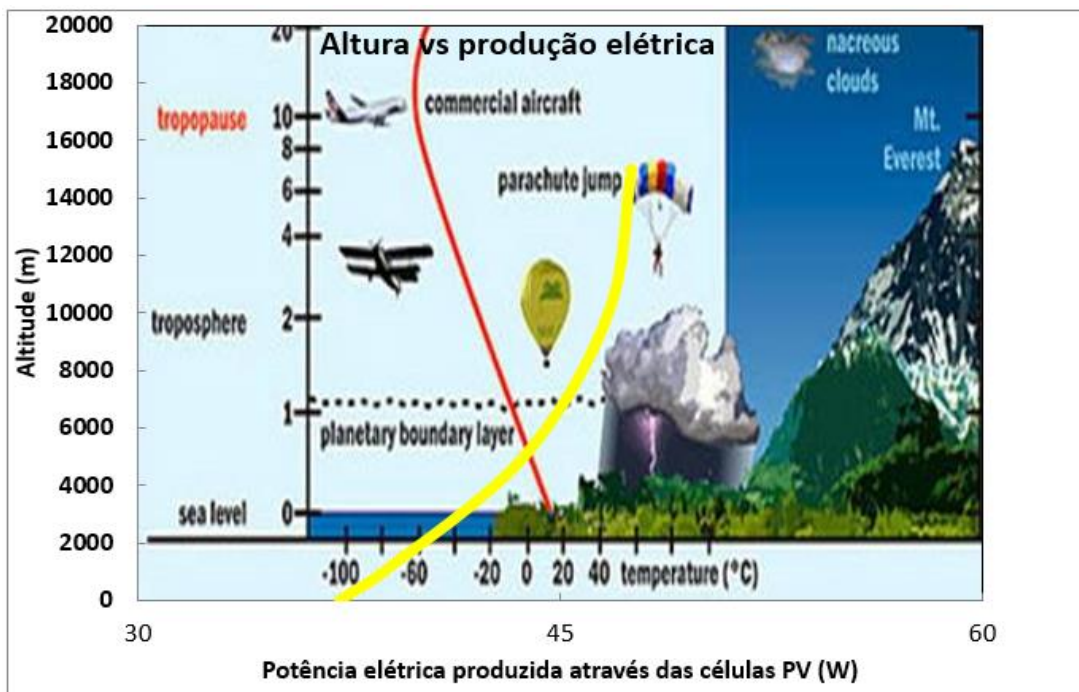


Figura 28 - Produção elétrica das células PV em função da altitude[63].

### 3.1.2. Testes das células

Depois de realizados vários cálculos para um caso hipotético, foram feitos alguns testes em laboratório bem como no exterior, no Colégio Luís António Verney. Começou-se inicialmente por

testar apenas as células, para verificação da curva característica das mesmas. Primeiro realizaram-se os testes no laboratório utilizando apenas uma célula e uma lâmpada de elevada potência que substitui a fonte de energia, o Sol, como ilustrado na Figura 29.

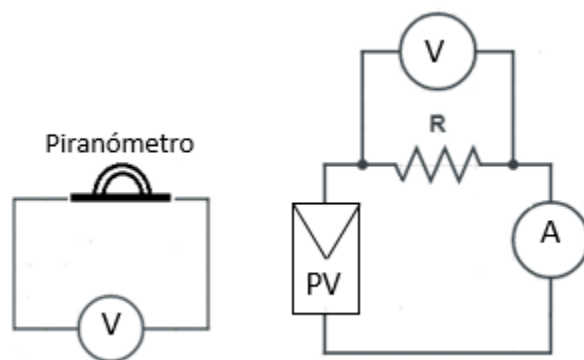
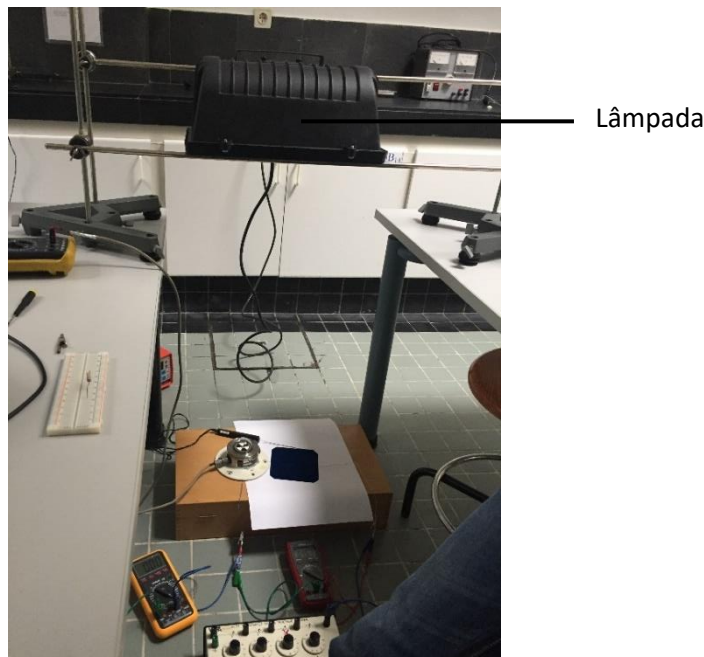


Figura 29 - Teste com uma célula PV em laboratório e respetiva representação elétrica.

Nos testes foi utilizado um piranómetro Eppley, com constante de calibração de  $11,19\mu\text{V}/\text{W}\cdot\text{m}^2$ , o que permite converter a tensão medida em valores de irradiância. Foram registados os valores de tensão e corrente produzida pela célula para três valores diferentes de irradiância ( $300$ ,  $400$  e  $1200 \text{ W}/\text{m}^2$ ). Os valores de tensão, foram obtidos, fazendo-se variar valores de resistência (num intervalo de  $0,17$  a  $0,96 \Omega$ ). Na Figura 30 estão representados os resultados obtidos, sendo estes resultados para a temperatura da experiência, que rondava os  $28^\circ\text{C}$ .

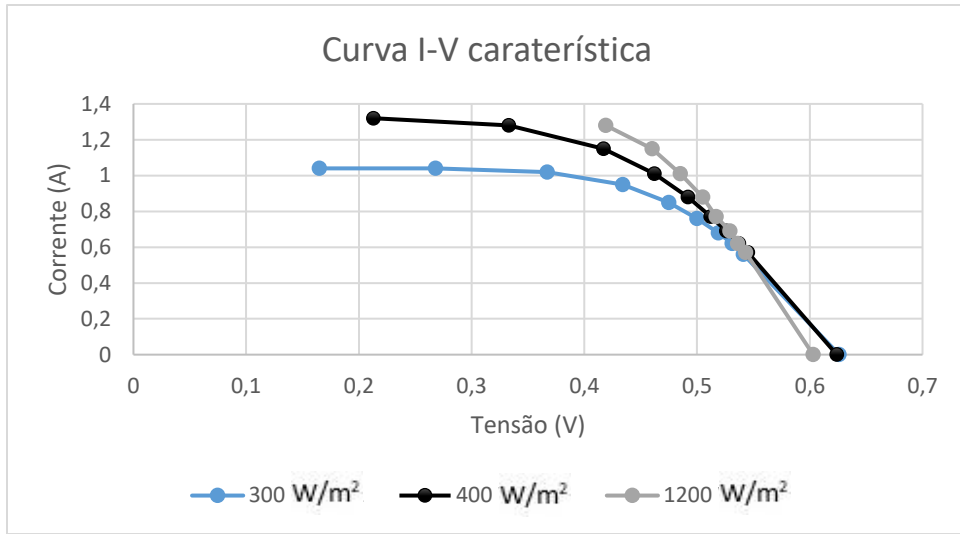


Figura 30 - Curva característica da célula com diferentes valores de irradiância.

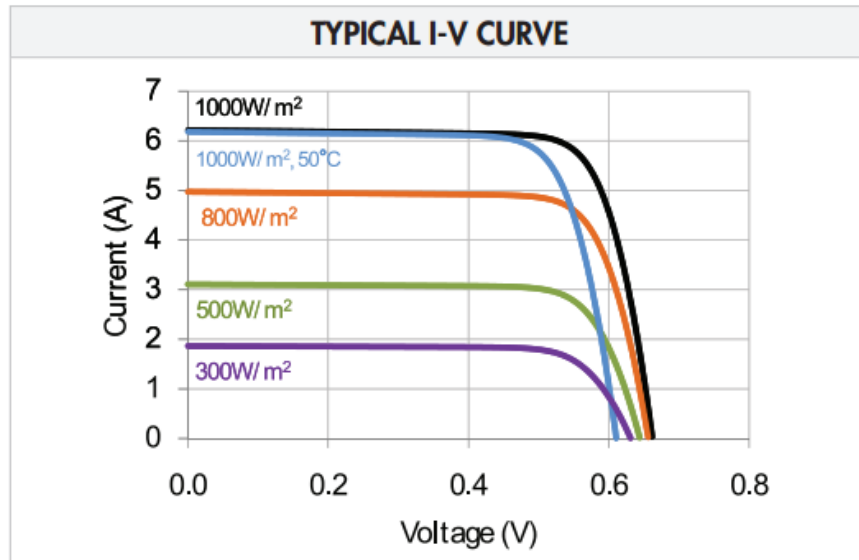
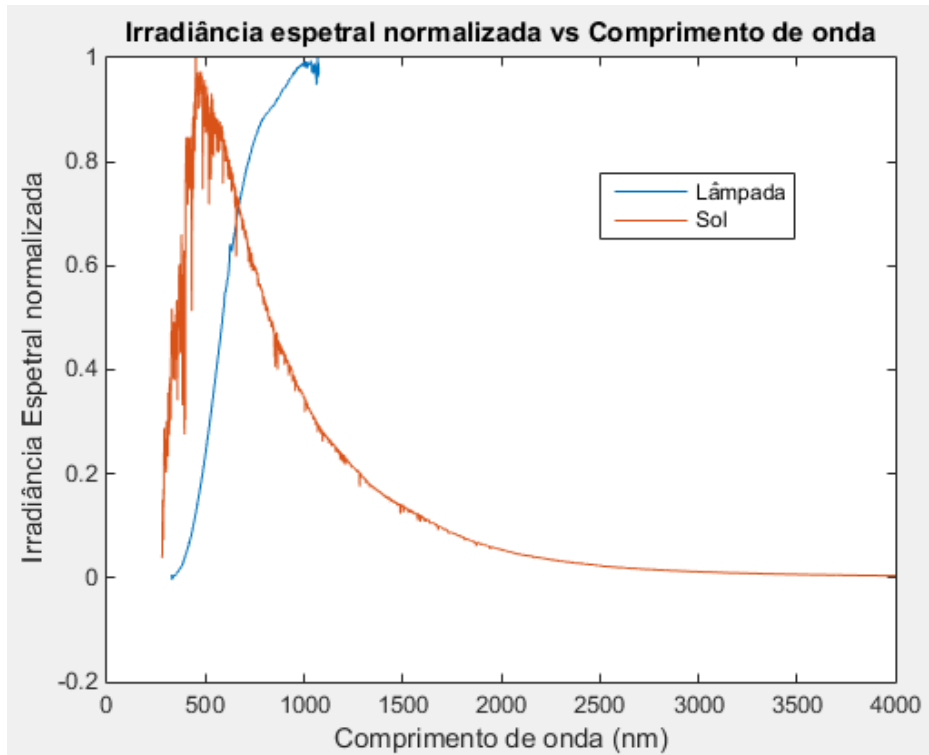


Figura 31 - Curva I-V característica dada pela ficha técnica [Anexo I].

A Figura 31, representa a curva I-V característica das células apresentada na ficha técnica das mesmas, para condições STC (ver Anexo I). Após comparação das Figuras 30 e 31 conclui-se que a informação apresentada na ficha técnica não se verifica, obtendo-se para as mesmas tensões intensidades de corrente bastante inferiores às esperadas, o que provavelmente se deve à lâmpada utilizada, que apresenta uma distribuição da irradiância espectral um pouco diferente da do Sol ( para obtenção desta curva foram utilizados valores de irradiância espectral fornecidos pelo NREL [51]), como se pode observar pela Figura 32. Foi utilizado um espectro radiômetro portátil *FiedISpec UV/VIS/IV* (*Analytical Spectral Devices; Boulder; CO; USA*) para medir a irradiância espectral da lâmpada de 325 a 1075nm, com uma resolução espectral que varia entre 1 e 3nm do UV ao IV.





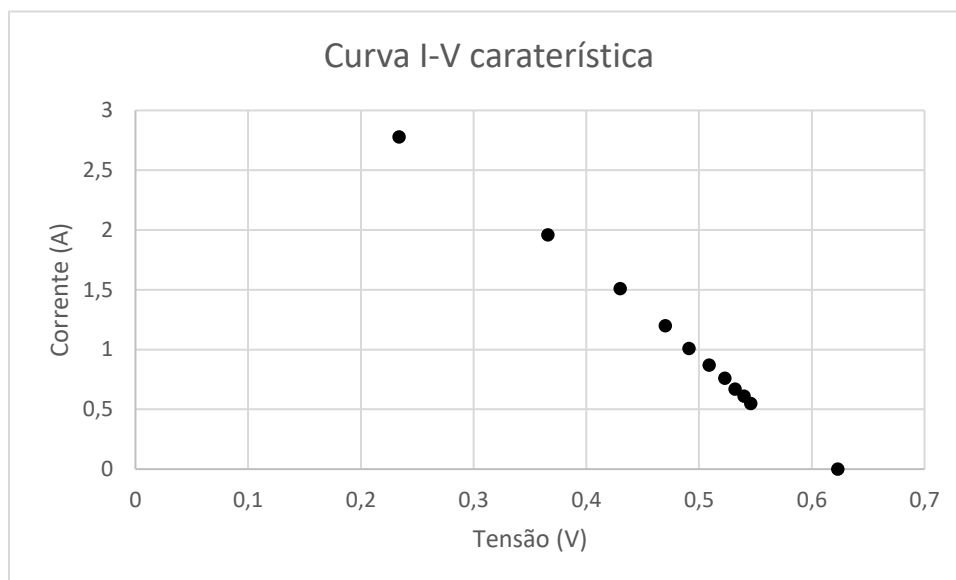
**Figura 32 - Curvas de irradiância espectral normalizada do Sol e da lâmpada.**

Foi então repetido o teste da célula no exterior, tal como ilustrado na Figura 34. Para uma irradiância de aproximadamente  $650\text{W/m}^2$  (tensão medida no piranómetro foi de  $7,28\text{mV}$  e com constante de calibração de  $11,19\mu\text{V/W.m}^2$ ), pode verificar-se que a curva já se aproxima bastante mais da fornecida pela ficha técnica, como se pode verificar na Figura 31.



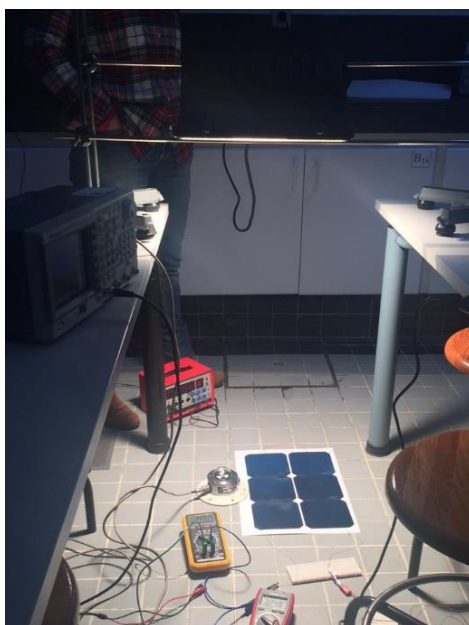
**Figura 33 - Teste com uma célula PV no exterior.**

Devido ao facto de não conseguirmos obter tensões abaixo dos 0,2V, não conseguimos traçar toda a curva caraterística, mas pela curva obtida, pode concluir-se que os valores obtidos não ficam muito aquém dos fornecidos pela ficha técnica.



**Figura 34 - Curva caraterística I-V da célula com os resultados obtido do teste no exterior para uma irradiância de 650 W/m<sup>2</sup>.**

De seguida, foram ligadas 6 células em série, como se pode observar na Figura 35, tendo sido feitas medições em laboratório, idênticas às que foram realizadas apenas para uma célula, isto é, medições de corrente e tensão à saída das 6 células em série, com a tensão a variar, devido à variação dos valores de resistência (entre 0,17 e 10,3 $\Omega$ , havendo uma lacuna entre os 0,96 e os 4,1 $\Omega$ ).



**Figura 35 - Teste de 6 células PV ligadas em série, em laboratório.**

A lacuna de valores deve-se ao facto da caixa de resistências que variava entre 0 e  $10\Omega$ , suportar uma corrente máxima de 0,7A, e caso se diminuíssem os valores além de  $4,1\Omega$ , esses valores de corrente seriam ultrapassados, conseqüentemente, danificando a resistência. Obtiveram-se os resultados representados na Figura 36.

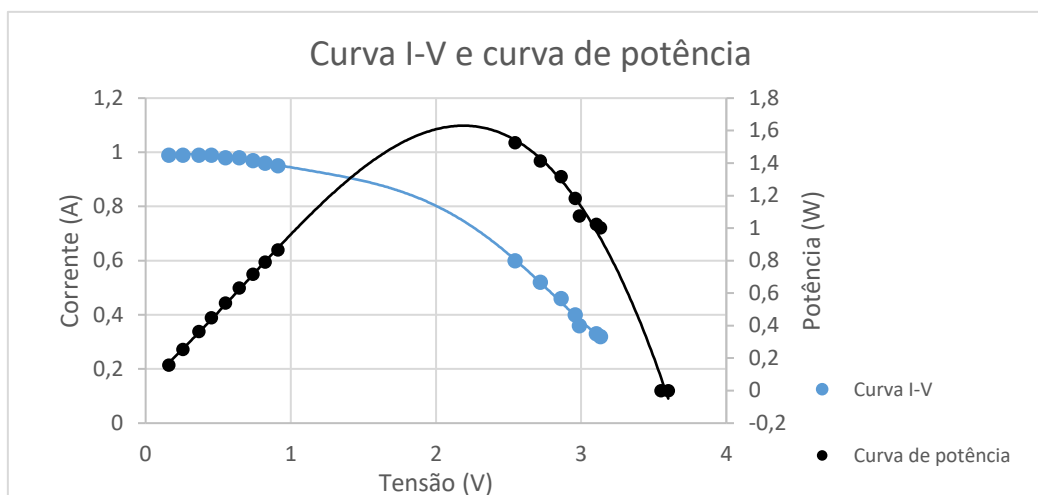


Figura 36 - Curva I-V e curva de potência das 6 células ligadas em série.

Após análise das curvas da Figura 36, podemos observar que apesar destas apresentarem o aspeto semelhante ao esperado (exemplo de curvas características pode ser observado na Figura 37), o valor máximo da potência é de 1,53W. Este valor fica muito aquém do indicado na ficha técnica das células, que é de 3,34 Wp para uma célula (ver Anexo I). Estes resultados, devem-se possivelmente mais uma vez ao facto de as células terem sido testadas em laboratório, com a lâmpada referida no teste anterior, que apresenta uma distribuição espectral da radiação bastante diferente do espectro solar (Figura 32). Estes resultados, também podem ser conseqüência de alguns danos causados nas células, aquando da ligação em serie das mesmas (provocados por sobreaquecimento das mesmas quando foi feita a solda).

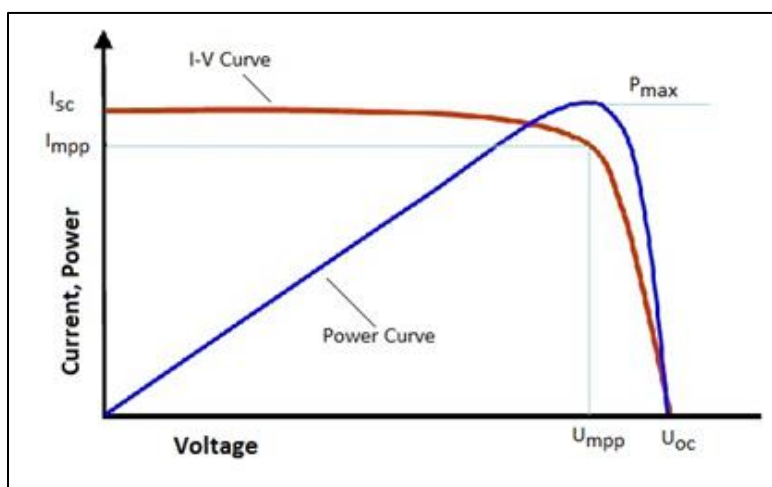


Figura 37 - Exemplo de uma curva I-V e curva de potência características de um módulo fotovoltaico[64].

### 3.1.3. Testes com o UAV, células e MPPT

O MPPT (*Maximum Power Point Tracker*) é um dispositivo que tem como objetivo maximizar a extração de potência das células para todo o tipo de condições, isto é, para satisfazer as demandas e superar a imprevisibilidade e as incertezas da energia solar. O MPPT mantém a corrente e a tensão funcionando de forma a maximizar a potência, independentemente das alterações nas condições atmosféricas ou de carga, otimizando o uso de células fotovoltaicas. Além disso, ao usar-se um MPPT como um suplemento do sistema de voo, permite que mais excesso de energia carregue a bateria [52]. O MPPT escolhido foi o Genasun GVB-8 (a sua ficha técnica pode ser consultada no Anexo III), o qual requiere uma tensão mínima do painel para carga de 5V. Como último teste ligaram-se 9 células em série, para garantir que a tensão fosse suficiente para o funcionamento do MPPT. Ligaram-se as células ao MPPT e este ao motor do avião e à bateria, como se pode ver pela Figura 38. Uma vez que cada célula, apresenta 0,682V (ver Anexo III), utilizaram-se 9 células para garantir uma tensão superior à tensão mínima de funcionamento do MPPT.



Figura 38 - Teste no exterior, com o UAV, as células e o MPPT.

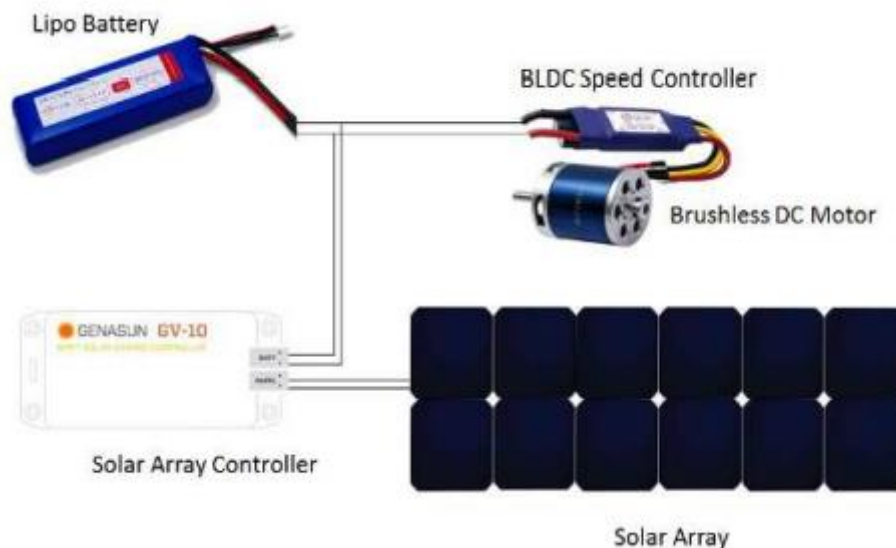


Figura 39 - Esquema da montagem elétrica na Figura 38 [53].

Inicialmente começou-se por testar o MPPT, com o objetivo de conhecer a eficiência da transferência de energia da matriz solar para a bateria. Para isso, registaram-se valores de corrente e tensão à saída das células (ou seja, antes do MPPT) e valores de tensão e corrente à saída do MPPT. Com estes valores de tensão e corrente (apresentados na Tabela 8) calcula-se potência antes e depois do MPPT, para posterior comparação, calculando a eficiência do MPPT, dada pela equação (7) [53].

$$\eta_{MPPT} = \frac{\text{Potência à saída do MPPT}}{\text{Potência à entrada do MPPT}} \quad (7)$$

	Tensão (V)	Corrente (A)	Potência (W)
<b>Antes do MPPT</b>	4,935	1,275	6,292125
<b>Depois do MPPT</b>	16,54	0,325	5,3755

Tabela 8 - Testes do MPPT.

Recorrendo à equação (7), o valor de eficiência obtido foi 85,46%, valor este que se encontra um pouco abaixo da eficiência fornecida pelo fabricante de 95-97% (ver Anexo III).

Ensaio	Icélulas(A)	Tcélulas (V)	I <sub>saída,MPPT</sub> (A)	Tensão (V)	I <sub>motor</sub> (A)	P <sub>saída,MPPT</sub> (W)	P <sub>motor</sub> (W)
1º	1,275	4,935	0,31	16,58	1,33	5,1398	22,0514
2º	1,275	4,935	0,32	16,55	1,46	5,296	24,163
3º	1,275	4,935	0,33	16,53	1,91	5,4549	31,5723
4º	1,275	4,935	0,34	16,5	2,18	5,61	35,97

Tabela 9 - Dados de tensão e corrente dos diversos ensaios, em vários pontos do circuito. Cálculos de potência.

A experiência, representada na Figura 38 consistiu em, registar a tensão e corrente em alguns pontos do circuito (tensão e corrente à saída das células, corrente à saída do motor, corrente à saída do MPPT, tensão), para intensidades diferentes de rotação do motor, impostas através do telecomando do avião. Na Tabela 9, estão resumidos os dados obtidos, e ainda as potências calculadas.

Após análise da Tabela 9, conclui-se que a potência à saída do MPPT é muito inferior à que o motor necessita, para se manter em voo. O que pode ser explicado pelo facto de o rendimento do MPPT ser cerca de 10% inferior ao que era esperado, mas também pelo facto de apenas terem sido realizados os testes com apenas 9 células, já que de acordo com um dimensionamento feito previamente, seriam necessárias pelo menos 20 células, para alimentar os sistemas do UAV.

A introdução do MPPT no sistema deverá aumentar a produção de energia deste, no entanto, os resultados dos testes com o MPPT não são conclusivos e, portanto, será necessário a execução de mais testes no futuro para se compreender se a introdução deste elemento é viável, ou seja, se o ganho na produção de energia com a introdução do MPPT é superior à energia extra necessária para a alimentação do UAV devido ao peso suplementar introduzido pelo MPPT.

## 4. SUAVE

### 4.1. Introdução

O SUAVE é um *software open source* (ou seja, é um software ao qual temos acesso ao seu próprio código [54]) constituído por um conjunto de módulos com ferramentas de análise, escrito em *Python*. São fornecidos como inputs, todos os tipos de características da aeronave, desde dados da fuselagem, dimensões, custos, características aerodinâmicas, condições atmosféricas, ente outros em vários módulos. Este *software* permite analisar e otimizar projetos convencionais e não convencionais de diferentes tipos de aeronaves. Esta capacidade é conseguida em parte permitindo que as informações de análise para aeronaves sejam extraídas de múltiplas fontes [55].

Muitas outras ferramentas de diferentes *softwares* para o design de aeronaves dependem de correlações empíricas fixas e outras aproximações. Por sua vez, o SUAVE fornece uma estrutura que pode ser usada para projetar aeronaves com tecnologias avançadas, aumentando as correlações relevantes com diferentes métodos baseados na física. A flexibilidade do *software* permite a criação de perfis de missão arbitrários, redes de propulsão não convencionais, de acordo com a tecnologia existente atualmente. O SUAVE está atualmente a ser desenvolvido no *Aerospace Design Lab* da Universidade de Stanford [1].

### 4.2. Descrição das simulações

As simulações realizadas consistem em avaliar qual o impacto de diferentes tecnologias de células e baterias nos voos. Para as simulações realizadas nesta tese, o código utilizado foi de um tutorial de um UAV solar, fornecido pelo próprio SUAVE, o qual encontra-se no Anexo IV.

Uma vez que o código é bastante extenso, isto é, existem diversos parâmetros para caracterizar (como por exemplo, o voo, a aeronave, etc), todas as variáveis foram mantidas constantes, à exceção dos campos que dizem respeito às células solares (Figura 40) e às baterias (Figura 41), que são os campos cujo estudo para esta tese é mais relevante.

```
# Component 2 the solar panels
panel = SUAVE.Components.Energy.Converters.Solar_Panel()
panel.area = vehicle.reference_area * 0.9
panel. efficiency = 0.25
panel.mass_properties.mass = panel.area*(0.60 * Units.kg)
net.solar_panel = panel
```

Figura 40 – Código relativo às células solares.

```

# Component 8 the Battery
bat = SUAVE.Components.Energy.Storages.Batteries.Constant_Mass.Lithium_Ion()
bat.mass_properties.mass = 55.0 * Units.kg
bat.specific_energy      = 450.*Units.Wh/Units.kg
bat.resistance           = 0.05
initialize_from_mass(bat,bat.mass_properties.mass)
net.battery              = bat

```

Figura 41 – Código relativo às baterias.

Para que as simulações tivessem alguma coerência, foi necessário definir um parâmetro constante em cada um dos casos, para que posteriormente fosse possível a sua comparação. Neste modelo é utilizada uma célula com eficiência de 25% (o modelo não tem em conta qual a tecnologia utilizada), e com massa específica de 0,6 kg/m<sup>2</sup>.

No caso de estudo da sensibilidade a diferentes tipos de célula, na parte do código das células (Figura 40) para que a comparação fosse possível, optou-se por manter constante a área de ocupação das células, isto é, ao dizer-se que a área ocupada pelas células é de 90% da área total das asas. No código (Anexo IV), inicialmente é definida a *vehicle.reference\_area* como 80m<sup>2</sup> e a asas como *wing.areas.reference= vehicle.reference\_area*, uma vez que a área ocupada pelas células é de 90% deste valor então as células irão ocupar uma área de 72m<sup>2</sup>. Posto isto, introduzimos no código os valores de eficiência das células e de massa específica (Kg/m<sup>2</sup>) fornecidos pelos fabricantes, que se encontram na Tabela 10.

No caso de estudo da sensibilidade a diferentes baterias, foram igualmente mantidos constantes todos os dados do UAV, à exceção da parte do código que diz respeito às baterias (Figura 41). Neste caso, manteve-se a energia da bateria constante (que pode ser calculada através da multiplicação entre energia específica das baterias e o peso total das mesmas, no código as baterias têm energia específica *bat.specific\_energy= 450Wh/kg* e peso total *bat.mass\_properties.mass= 55kg*, com isto basta multiplicar estes dois valores e obtém-se a energia da bateria que é de 24750Wh). Ao manter a energia constante, e dividindo os 24750Wh pelo valor de energia específica de cada uma das baterias, obtém-se o peso total de baterias necessário, estes valores podem ser observados na Tabela 11. Relativamente ao valor de *bat.resistance*, que é a resistência da bateria, também chamada de impedância, para a bateria de íão lítio e lítio-ar, assumiu-se o valor pré-definido no código, uma vez que não foi encontrado este valor nas fichas técnicas nem nas fontes bibliográficas, para o caso das células de lítio-enxofre, o valor é de 0,025Ω (ver Anexo VI).

#### 4.2.1. Casos de estudo: células solares

As tecnologias de células solares escolhidas foram: silício, CIGS e células de tripla junção (GaInP/GaAs/Ge). Na Tabela 10, estão resumidas as características das células e as fichas técnicas das mesmas encontram-se no Anexo V.



	$m_{\text{célula}}$ [kg/m <sup>2</sup> ]	$\eta$ [%]	$A_{\text{célula}}$ [m <sup>2</sup> ]	Nº células
<b>Silício</b>	0,32	16,9	0,002361	30496
<b>CIGS</b>	1,16	14	0,0568	1268
<b>Junção tripla</b>	0,86	29,8	0,003018	23857

Tabela 10 - Resumo das características das células solares dos casos de estudo.

Uma vez que a área ocupada pelas células é mantida constante, e sabendo a área de cada uma das células, facilmente é calculado o número de células de cada tecnologia, para que se possa ter a noção de quantas células seriam necessárias colocar no UAV.

#### 4.2.2. Casos de estudo: baterias

As baterias escolhidas para estudo foram: ião-lítio, lítio-enxofre e lítio-ar. Na Tabela 11, encontram-se resumidas as características das baterias e as respetivas fichas técnicas encontram-se no Anexo VI, à exceção da bateria de lítio-ar, uma vez que é uma bateria experimental ainda só existem estimativas da sua energia específica. Por esse motivo não é apresentado o valor de massa desta bateria na tabela, apenas a estimativa da massa total destas baterias que seria necessária ao avião. Os dados desta encontram-se citados bibliograficamente [56].

	$m_{\text{bateria}}$ [kg]	$m_{\text{total de baterias}}$ [kg]	$E_{\text{específica da bateria}}$ [Wh/kg]	Nº baterias
<b>Ião lítio</b>	0,173	95,2	260	551
<b>Lítio-enxofre</b>	0,016	70,72	350	4420
<b>Lítio-ar</b>	---	13	1910	----

Tabela 11 - Resumo das características das baterias dos casos de estudo.

Da mesma maneira que nas células solares, tendo a massa total de baterias necessárias ao avião para que sejam fornecidos 24750Wh necessários à missão do UAV, e tendo a massa de cada bateria para cada caso de estudo, basta dividir a massa total pela massa unitária da bateria e facilmente tem-se o número de baterias que seriam necessárias instalar no UAV.

### 4.3. Resultados das simulações

#### 4.3.1. Resultados com diferentes células

Nas figuras seguintes (Figuras 42, 43 e 44), são apresentados três gráficos em cada figura, sendo o primeiro relativo à variação do fluxo solar, em W/m<sup>2</sup>, ao longo do tempo (em minutos, o qual foi um parâmetro mantido constante, daí todas as figuras apresentarem o primeiro gráfico igual), o

segundo relativo à potência de carga da bateria, em W, ao longo do tempo e o terceiro corresponde à energia da bateria, em MJ, ao longo do tempo.

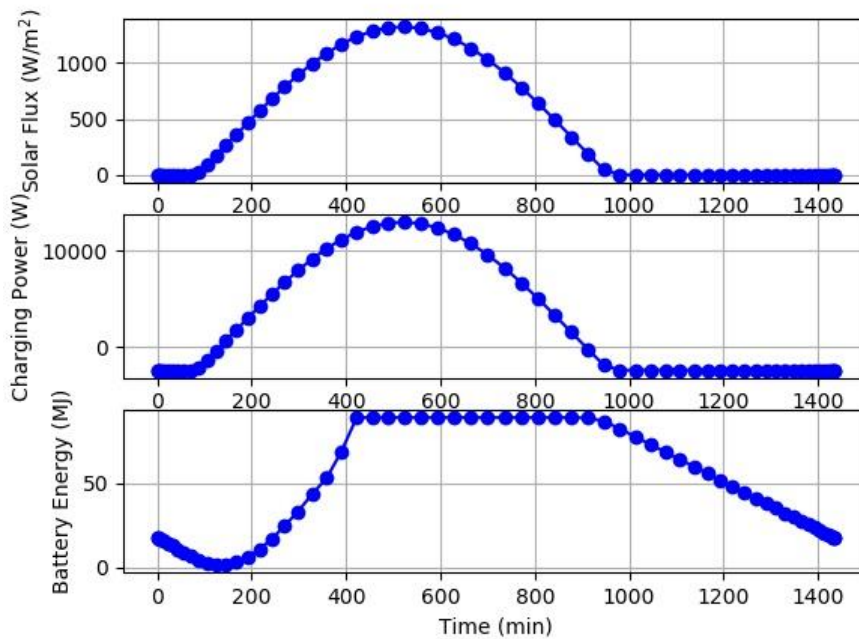


Figura 42 - Sensibilidade à célula de silício monocristalino.

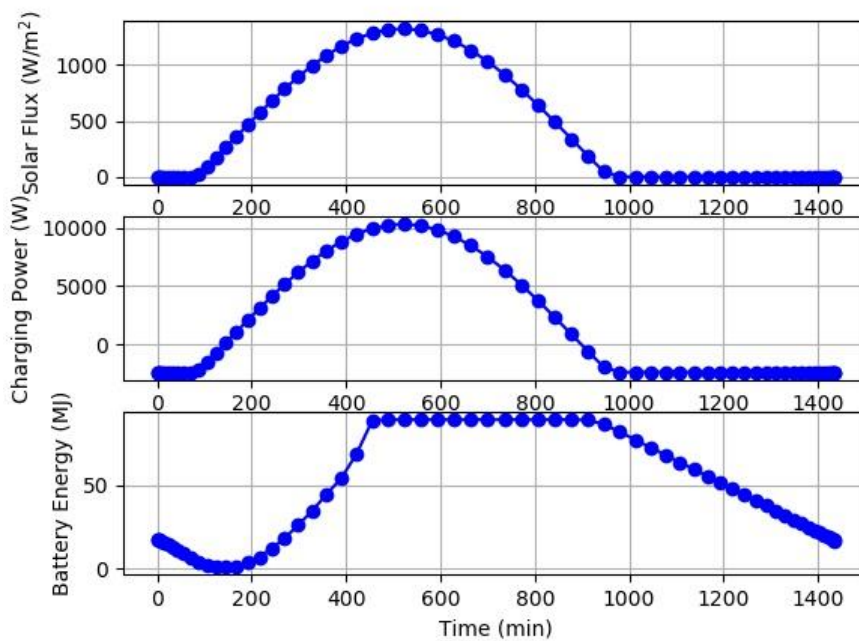


Figura 43 - Sensibilidade à célula de CIGS.

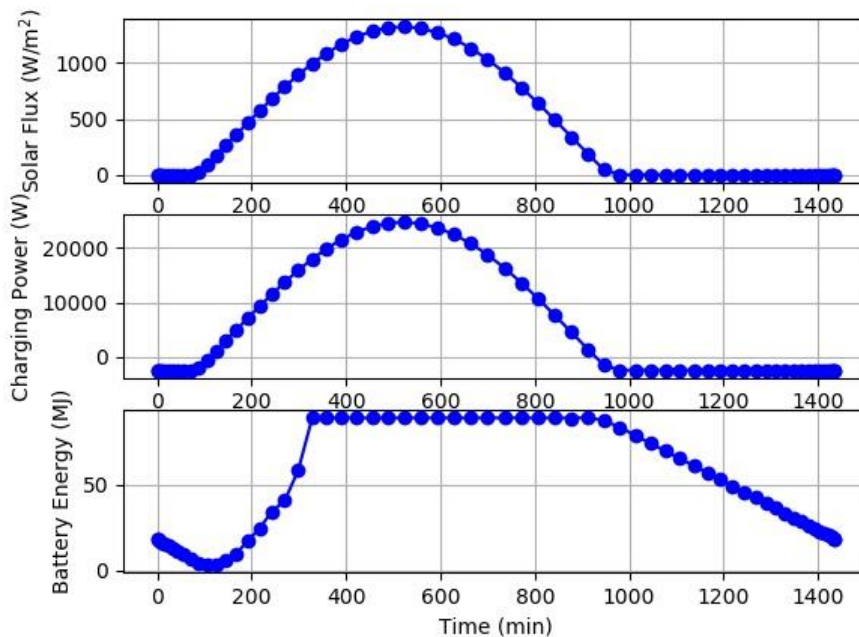


Figura 44 - Sensibilidade à célula de junção tripla.

Após análise gráfica, verifica-se que a potência de carga e energia da bateria são influenciadas pelas células utilizadas. E conclui-se que, tal como esperado, para uma célula de maior eficiência, neste caso a célula de junção tripla, o valor máximo da potência de carga (24,6kW) é superior ao valor máximo da célula de silício (13kW), que por sua vez também é superior ao das células de CIGS (10,3kW). Por outro lado, como seria expetável, a energia que será retirada da bateria para o UAV, deveria ser maior no caso das células menos eficientes, ou seja, células CIGS (89,3MJ), seguindo-se as células de silício (89,02MJ) e por fim as células de junção tripla (89,01MJ), tal verifica-se, mas por diferenças mínimas. Aqui apenas são apresentados os gráficos, os valores que estão na origem dos dados encontram-se no Anexo VII.

#### 4.3.2. Resultados com diferentes baterias

Nas Figuras 45, 46 e 47, são apresentados três gráficos em cada figura, tal como os gráficos das figuras que foram apresentados em 4.3.1. Neste ponto, é estudada a sensibilidade do UAV ao tipo de baterias utilizadas.

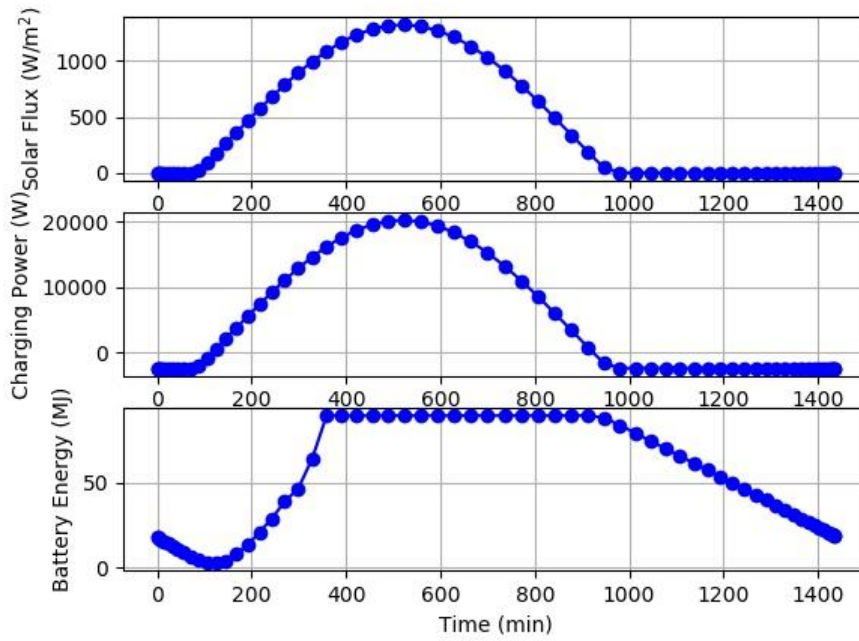


Figura 45 - Sensibilidade à bateria de ião-lítio.

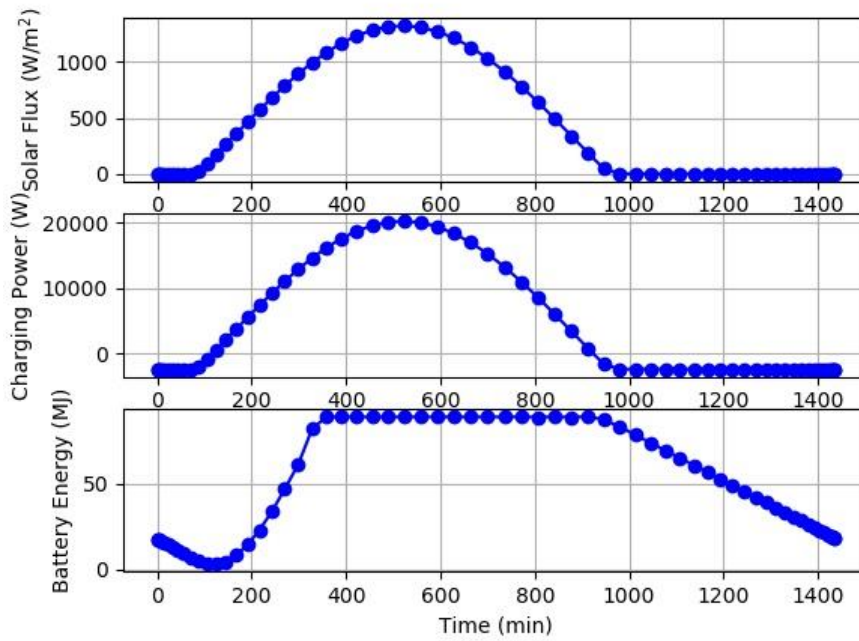


Figura 46 - Sensibilidade à bateria de lítio-enxofre.

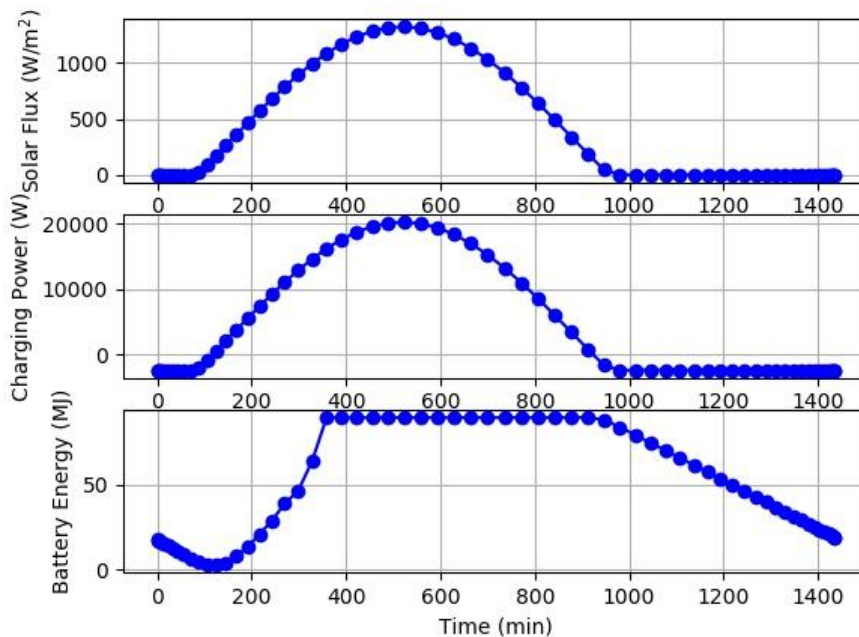


Figura 47 - Sensibilidade à bateria lítio-ar.

Após análise gráfica, verifica-se que apenas a energia da bateria é influenciada pelas diferentes baterias utilizadas. E conclui-se que, o espectável seria uma bateria com maior energia específica, apresentar maior quantidade de energia, tal verifica-se para a bateria de lítio-ar, que apresenta energia específica de 1910Wh/kg, que apresenta como valor máximo da energia da bateria 89,7MJ, seguidamente a bateria de lítio-enxofre deveria apresentar valor máximo de energia da bateria superior ao da bateria de ião lítio, mas verifica-se exatamente o oposto, com valores de 89,2MJ e 89,4MJ, respetivamente. Este fato deve-se, provavelmente, ao facto da impedância da bateria de lítio-enxofre ser inferior ao das impedâncias das outras células. Aqui apenas são apresentados os gráficos, os valores que estão na origem dos dados encontram-se no Anexo VIII.

#### 4.4. Conclusão das simulações

Para concluir este capítulo das simulações, muitos mais testes devem ser realizados a fim de percebermos qual a melhor e mais promissora tecnologia, tendo em conta os seus custos, o peso associado às células e às baterias, entre outros aspetos que influenciarão a escolha da tecnologia. Porém, e apenas recorrendo aos resultados obtidos, após um balanço entre a energia da bateria e número de células a utilizar, a escolha recairia sobre as células de CIGS, uma vez que seriam utilizadas menos células desta tecnologia e os resultados obtidos através dos gráficos diferem muito pouco comparativamente às outras duas tecnologias. Por outro lado, no caso das baterias, a opção escolhida recairia sobre baterias de lítio-enxofre, uma vez que as de lítio-ar ainda se encontram em fase experimental, e entre as de ião lítio e as de lítio enxofre, as segundas apresentam maior energia

especifica, sendo que para este UAV a massa total de baterias de lítio-enxofre a transportar seria inferior à de baterias de íão-lítio, para que a energia fornecida pelas mesmas se mantivesse constante. Reduzindo assim o peso de baterias que seria transportado pelo UAV em cerca de 26% (valor estimado pela equação 8, abaixo apresentada), sendo este um parâmetro bastante importante na aviação.

$$\begin{aligned} \% \text{ de redução de peso} &= \frac{m_{b,\text{ião-lítio}} - m_{b,\text{lítio-enxofre}}}{m_{b,\text{ião-lítio}}} \times 100 \\ &= \frac{95,2 - 70,72}{95,2} \times 100 \approx 26\% \end{aligned} \quad (8)$$

## 5. Conclusão

Este trabalho foi desenvolvido em parceria com a empresa Embraer, com o principal objetivo de analisar qual é a quantidade de energia solar produzida pela utilização de células fotovoltaicas que efetivamente poderá ser utilizada, para alimentar vários componentes das aeronaves e/ou ainda carregar baterias para os períodos em que o recurso for reduzido ou mesmo nulo (noite). Desta forma investigou-se qual o contributo da Energia Solar na aviação e a viabilidade da utilização de sistemas solares em UAVs. Para tal foi necessário também um estudo do estado da arte da tecnologia fotovoltaica e dos sistemas de armazenamento.

Foram analisadas as diferentes tecnologias fotovoltaicas, e conclui-se que as células fotovoltaicas de filme fino, são as mais promissoras para aplicações de aeronaves movidas a energia solar. O desenvolvimento avançado da tecnologia de nanomateriais para a aviação está previsto para os próximos 20 anos, sendo estas outras das tecnologias também muito prometedoras [5]. Relativamente, aos sistemas de armazenamento e após análise dos diferentes sistemas, afirma-se que, atualmente, as baterias recarregáveis mais usadas em aeronaves movidas a energia solar são as baterias de polímero de lítio, mas a sua densidade de energia não é suficientemente alta, sendo a densidade de energia uma restrição fulcral para suportar um voo HALE. As células de combustível e os supercondensadores, são também opções bastante promissoras pela sua elevada densidade de energia, mas devido às suas grandes dimensões/peso, não são apropriadas para aviões solares. Pela comparação de todos os tipos de baterias recarregáveis, a bateria recarregável mais promissora em aeronaves movidas a energia solar é a bateria de Lítio-Enxofre. Uma vez que, além de apresentar alta densidade de energia, também pode ser instalada como uma “sanduíche” de película fina dentro da asa, distribuindo o peso da bateria recarregável lateralmente ao longo da asa [6].

A nível de resultados, conclui-se então que para se obter uma contribuição significativa por parte da energia solar, é necessário um número avultado de células, e com isto uma grande área disponível no avião para colocá-las. Outra das conclusões que se tira, é que com o aumento da altitude, a energia produzida pelas células também aumenta, e assim há mais energia disponível para alimentar o avião, assim como as baterias.

Relativamente aos testes realizados quer em laboratório, quer no exterior, devido a algumas limitações do material nem sempre foi possível extrair todos os dados necessários. Conclui-se também que a curva I-V característica das células é muito semelhante à curva fornecida pela ficha técnica. Para que se obtenham resultados mais conclusivos, deverão ser realizados testes com as 20 células, que serão incorporadas no avião utilizado nas experiências, tal como foi referido no capítulo 3.

Recorreu-se ainda a um modelo de design conceptual, otimização e simulação de desempenho (SUAVE), tendo sido feitas simulações com três tipos de tecnologias fotovoltaicas e três tipos de baterias. Foram analisados parâmetros como a carga da bateria e a energia da bateria. Para resultados mais concretos, mais simulações devem ser realizadas, tendo em conta muitos mais parâmetros que o código permite introduzir e que não foram tidos em conta nestas simulações. Porém, das simulações realizadas as conclusões que se podem tirar, recaem sobre a escolha da

tecnologia de CIGS como células fotovoltaicas, bem como a escolha das baterias de lítio-enxofre, após um balanço entre o número de células/baterias necessárias e a energia da bateria e carga da mesma.

Existem ainda muitos estudos e melhorias a serem feitos ao nível das tecnologias. As diversas limitações que os aviões solares apresentam, isto é, fatores aerodinâmicos, transporte de cargas, entre outras, são o principal obstáculo ao seu desenvolvimento, pois apresentam grandes restrições não só na aplicação das células solares, que não podem ser simplesmente adicionadas à fuselagem, pois alteram o perfil aerodinâmico da aeronave, mas também na utilização de sistemas de armazenamento de grande porte.



## 6. Referências

- [1] Lab, S. A. D., 2015, “SUAVE”. Acedido a 25 de março de 2017 em: <http://suave.stanford.edu/>.
- [2] Garrido, E. L., 2010, “Tecnologia Fotovoltaica”. Acedido a 28 de novembro de 2016 em: [http://paginas.fe.up.pt/~ee03096/index\\_ficheiros/Page830.htm](http://paginas.fe.up.pt/~ee03096/index_ficheiros/Page830.htm).
- [3] Wang, D., Wright, M., Elumalai, N. K., and Uddin, A., 2016, “Stability of Perovskite Solar Cells,” *Sol. Energy Mater. Sol. Cells*, **147**, pp. 255–275.
- [4] Olympus, 2012, “Solar Cell Operation”. Acedido a 6 de abril de 2017 em: <http://www.olympusmicro.com/primer/java/solarcell/>.
- [5] Abbe, G., and Smith, H., 2016, “Technological Development Trends in Solar - Powered Aircraft Systems,” *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **60**, pp. 770–783.
- [6] Gao, X., Hou, Z., Guo, Z., and Chen, X., 2015, “Reviews of Methods to Extract and Store Energy for Solar-Powered Aircraft,” *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **44**(109), pp. 96–108.
- [7] Chaar, L. El, A, L., and Zein, N. El, 2011, “Review of Photovoltaic Technologies,” *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **15**(5), pp. 2165–2175.
- [8] Sunpower. Acedido a 15 de novembro de 2017 em: <https://global.sunpower.com/>.
- [9] Evergreen Solar, 2000, “Evergreen Solar”. Acedido a 15 de novembro de 2016 em: <https://evergreensolar.com/>.
- [10] Markvart, T., *Solar Electricity, 2nd Edition*.
- [11] “As Tecnologias Fotovoltaicas,” *Renov. Mag*.
- [12] First Solar. Acedido a 15 de novembro de 2016 em: <http://www.firstsolar.com/>.
- [13] Antec Solar. Acedido a 15 de novembro de 2016 em: <http://www.antec-solar.de/>.
- [14] Olsen, L., Kundu, S., Gross, M., and Joly, a, 2007, “Damp Heat Effects on CIGSS and CdTe Cells,” *DOE SETP Rev. Meet.*, pp. 5–6.
- [15] Azeredo, T., 2015, “Massas de Ar”. Acedido a 8 de abril de 2017 em: <http://educacao.globo.com/geografia/assunto/geografia-fisica/massas-de-ar.html>.
- [16] Iles, P. ., 2001, “Evolution of Space Solar Cells,” *Sol. Energy Mater. Sol. Cells*, **68**(1), pp. 1–13.
- [17] Noth, a, Bouabdallah, S., Michaud, S., Siegwart, R., Engel, W., and Lausanne, C.-, 2004, “Sky-Sailor Design of an Autonomous Solar Powered Martian Airplane P P,” *Earth*, (Table 1), pp. 1–8.
- [18] Noth, a., Siegwart, R., and Engel, W., 2007, “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight,” *Environ. Res.*, (18010), p. 18.
- [19] Seboldt, W., Klimke, M., Leipold, M., and Hanowski, N., 2001, “European Sail Tower SPS Concept,” *Acta Astronaut.*, **48**(5–12), pp. 785–792.
- [20] Rowell, M. W., Topinka, M. A., McGehee, M. D., Prall, H.-J., Dennler, G., Sariciftci, N. S., Hu, L., and Gruner, G., 2006, “Organic Solar Cells with Carbon Nanotube Network Electrodes,” *Appl. Phys. Lett.*, **88**(23), p. 233506.
- [21] University of Tokyo, “Research on Future Generation Solar Cells and Materials”. Acedido a 18 de março de 2017 em: [http://www.ee.t.u-tokyo.ac.jp/gcoe/webmart\\_en/2009/09/research-on-future-generation.shtml](http://www.ee.t.u-tokyo.ac.jp/gcoe/webmart_en/2009/09/research-on-future-generation.shtml).
- [22] Manna, T. K., and Mahajan, S. M., 2007, “Nanotechnology in the Development of Photovoltaic Cells,” *2007 International Conference on Clean Electrical Power*, IEEE, pp. 379–386.
- [23] Chong, D., 2009, “Nanotechnology for Aerospace Applications the Potential Technology.”
- [24] Dimova-Malinovska, D., 2010, “The State-of-the-Art and Future Development of the Photovoltaic Technologies – the Route from Crystalline to Nanostructured and New

- Emerging Materials,” J. Phys. Conf. Ser.
- [25] Ossila, “Perovskites and Perovskite Solar Cells: An Introduction,” p. 2017. Acedido a 5 de maio de 2017 em: <https://www.ossila.com/pages/perovskites-and-perovskite-solar-cells-an-introduction>.
- [26] University of New South Wales, 2016, “Perovskite Solar Cells Hit New World Efficiency Record”. Acedido a 5 de maio de 2017 em: <https://www.sciencedaily.com/releases/2016/12/161201114543.htm>.
- [27] Yang, Y., and You, J., 2017, “Make Perovskite Solar Cells Stable,” *Nature*, **544**, p. 155,156.
- [28] Green, M. A., Ho-Baillie, A., and Snaith, H. J., 2014, “The Emergence of Perovskite Solar Cells,” *Nat Phot.*, **8**(7), pp. 506–514.
- [29] Kojima, A., Teshima, K., Shirai, Y., and Miyasaka, T., 2009, “Organometal Halide Perovskites as Visible-Light Sensitizers for Photovoltaic Cells,” *J. Am. Chem. Soc.*, **131**(17), pp. 6050–6051.
- [30] Rydh, C. J., and Sandén, B. A., 2005, “Energy Analysis of Batteries in Photovoltaic Systems. Part I: Performance and Energy Requirements,” *Energy Convers. Manag.*, **46**(11), pp. 1957–1979.
- [31] Morrissey, B., and McDonald, R., 2009, “Multidisciplinary Design Optimization of an Extreme Aspect Ratio HALE UAV,” *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina.
- [32] Zephyr, T., “SION Power Lithium Sulfur Batteries Soar to New Heights.”
- [33] De, S., Northrop, P. W. C., Ramadesigan, V., and Subramanian, V. R., 2013, “Model-Based Simultaneous Optimization of Multiple Design Parameters for Lithium-Ion Batteries for Maximization of Energy Density,” *J. Power Sources*, **227**, pp. 161–170.
- [34] 2015. Acedido a 15 de fevereiro de 2017 em: <https://scottiestech.info/2015/06/21/lithium-polymer-vs-lithium-ion-batteries-whats-the-deal/>.
- [35] Wang, D., Ela, S. E., Zakeeruddin, S. M., Pechy, P., Exnar, I., Wang, Q., and Grätzel, M., 2009, *Polymer Wiring of Insulating Electrode Materials: An Approach to Improve Energy Density of Lithium-Ion Batteries*.
- [36] Sun, F., Xiong, R., He, H., Li, W., and Aussems, J. E. E., 2012, “Model-Based Dynamic Multi-Parameter Method for Peak Power Estimation of Lithium-ion Batteries,” *Appl. Energy*, **96**, pp. 378–386.
- [37] Feng, X.-Y., Ding, N., Wang, L., Ma, X.-H., Li, Y.-M., and Chen, C.-H., 2013, *Synthesis and Reversible Lithium Storage of Cr2O5 as a New High Energy Density Cathode Material for Rechargeable Lithium Batteries*.
- [38] Noth, A., Engel, M. W., and Siegwart, R., 2006, “Flying Solo and Solar to Mars,” *IEEE Robot. Autom. Mag.*, **13**(3), pp. 44–52.
- [39] Zhang, S. S., and Tran, D. T., 2012, *A Proof-of-Concept Lithium/sulfur Liquid Battery with Exceptionally High Capacity Density*.
- [40] Zhu, X., Wen, Z., Gu, Z., and Lin, Z., 2005, “Electrochemical Characterization and Performance Improvement of Lithium/sulfur Polymer Batteries,” *J. Power Sources*, **139**(1), pp. 269–273.
- [41] Zhang, S., and Yao, Z.-P., 2012, “Improved Detection of Phosphopeptides by Negative Ion Matrix-Assisted Laser Desorption/ionization Mass Spectrometry Using a Proton Sponge Co-Matrix,” *Anal. Chim. Acta*, **711**, pp. 77–82.
- [42] Choi, Y.-J., Kim, K.-W., Ahn, H.-J., and Ahn, J.-H., 2008, “Improvement of Cycle Property of Sulfur Electrode for Lithium/sulfur Battery,” *J. Alloys Compd.*, **449**(1), pp. 313–316.
- [43] Bégot, S., Harel, F., Candusso, D., François, X., Péra, M.-C., and Yde-Andersen, S., 2010, “Fuel Cell Climatic Tests Designed for New Configured Aircraft Application,” *Energy Convers. Manag.*, **51**(7), pp. 1522–1535.
- [44] NASA, 2014, “NASA Armstrong Fact Sheet: Helios Prototype”. Acedido a 18 de novembro de

- 2016 em: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>.
- [45] Noll, T. E., Ishmael, S. D., Henwood, B., Perez-Davis, M. E., Tiffany, G. C., Madura, J., Gaier, M., Brown, J. M., and Wierzbanski, T., 2007, "Technical Findings, Lessons Learned, and Recommendations Resulting from the Helios Prototype Vehicle Mishap," *Security*.
- [46] Denholm, P., Ela, E., Kirby, B., and Milligan, M., 2010, "The Role of Energy Storage with Renewable Electricity Generation The Role of Energy Storage with Renewable Electricity Generation," Contract, **NREL**/(January), pp. 1–53.
- [47] Cluzel, C., and Douglas, C., 2012, "Cost and Performance of EV Batteries," *Final Rep. for the Comm. Clim. Chang. ...*, p. 8.
- [48] Kit, S., "Skywalker Kit."
- [49] Mayer, B., and Kylling, A., 2005, "Technical Note: The libRadtran Software Package for Radiative Transfer Calculations - Description and Examples of Use," *Atmos. Chem. Phys.*, **5**(7), pp. 1855–1877.
- [50] Salgueiro, V., Costa, M. J., Silva, A. M., Lanconelli, C., and Bortoli, D., 2017, "Cloud Parameter Retrievals from Meteosat and Their Effects on the Shortwave Radiation at the Surface," *Int. J. Remote Sens.*, **38**(4), pp. 1137–1161.
- [51] NREL, "Reference Solar Spectral Irradiance: ASTM G-173". Acedido a 7 de março de 2017 em: <http://rredc.nrel.gov/solar/spectra/am1.5/astmg173/astmg173.html>.
- [52] Fazelpour, F., Vafaeipour, M., Rahbari, O., and Shirmohammadi, R., 2013, "Considerable Parameters of Using PV Cells for Solar-Powered Aircrafts," *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **22**, pp. 81–91.
- [53] Miguel, T., and Ferreira, M., 2014, "Hybrid Propulsion System of a Long Endurance Electric UAV," (November).
- [54] "What Is Open Source Software?". Acedido a 20 de maio de 2017 em: <https://opensource.com/resources/what-open-source>.
- [55] Lukaczyk, T. W., Wendorff, A. D., Colonno, M., Economon, T. D., Alonso, J. J., Orra, T. H., and Ilario, C., 2015, "SUAVE: An Open-Source Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design," *16th AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. Optim. Conf.*, (January), pp. 1–56.
- [56] Imanishi, N., and Yamamoto, O., 2014, "Rechargeable Lithium–air Batteries: Characteristics and Prospects," *Mater. Today*, **17**(1), pp. 24–30.
- [57] 2016, "Tipos de Células Fotovoltaicas". Acedido a 15 de fevereiro de 2017 em: <https://pt.solar-energia.net/energia-solar-fotovoltaica/tipos-celulas-fotovoltaicas>.
- [58] Gong, M., Shastry, T. A., Xie, Y., Bernardi, M., Jasion, D., Luck, K. A., Marks, T. J., Grossman, J. C., Ren, S., and Hersam, M. C., 2014, "Polychiral Semiconducting Carbon Nanotube–Fullerene Solar Cells," *Nano Lett.*, **14**(9), pp. 5308–5314.
- [59] Liu, M., Johnston, M. B., and Snaith, H. J., 2013, "Efficient Planar Heterojunction Perovskite Solar Cells by Vapour Deposition," *Nature*, **501**(7467), pp. 395–398.
- [60] NREL, "Best Research-Cell Efficiencies". Acedido a 10 de dezembro de 2016 em: [https://www.nrel.gov/pv/assets/images/efficiency\\_chart.jpg](https://www.nrel.gov/pv/assets/images/efficiency_chart.jpg).
- [61] 2013, "O Fotovoltaico Que Faz Você Voar: O Feito de Solar Impulse". Acedido a 15 de novembro de 2016 em: <http://www.powerclouds.com/index.php/o-fotovoltaico-que-faz-voce-voar-o-feito-de-solar-impulse/?lang=pt-br>.
- [62] Kötz, R., and Carlen, M., 2000, "Principles and Applications of Electrochemical Capacitors," *Electrochim. Acta*, **45**(15), pp. 2483–2498.
- [63] Block, M., "Inner Ionosphere Report".
- [64] Panosett, S., "FOTOVOLTAICO, MA QUANTO RENDI?". Acedido a 17 de maio de 2017 em: <http://www.fotovoltaicosulweb.it/guida/fotovoltaico-ma-quanto-rendi.html>.



# Anexos

Anexo I

# SUNPOWER™

## C60 SOLAR CELL

MONO CRYSTALLINE SILICON

### BENEFITS

#### Maximum Light Capture

SunPower's all-back contact cell design moves gridlines to the back of the cell, leaving the entire front surface exposed to sunlight, enabling up to 10% more sunlight capture than conventional cells.

#### Superior Temperature Performance

Due to lower temperature coefficients and lower normal cell operating temperatures, our cells generate more energy at higher temperatures compared to standard c-Si solar cells.

#### No Light-Induced Degradation

SunPower n-type solar cells don't lose 3% of their initial power once exposed to sunlight as they are not subject to light-induced degradation like conventional p-type c-Si cells.

#### Broad Spectral Response

SunPower cells capture more light from the blue and infrared parts of the spectrum, enabling higher performance in overcast and low-light conditions.

#### Broad Range Of Application

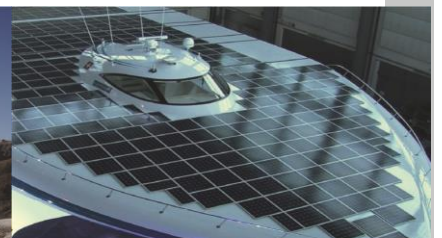
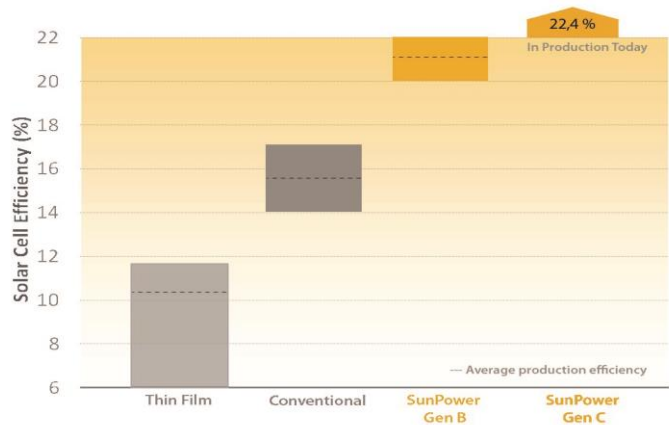
SunPower cells provide reliable performance in a broad range of applications for years to come.

The SunPower™ C60 solar cell with proprietary Maxeon™ cell technology delivers today's highest efficiency and performance.

The anti-reflective coating and the reduced voltage-temperature coefficients provide outstanding energy delivery per peak power watt. Our innovative all-back contact design moves gridlines to the back of the cell, which not only generates more power, but also presents a more attractive cell design compared to conventional cells.



### SunPower's High Efficiency Advantage



### Electrical Characteristics of Typical Cell at Standard Test Conditions (STC)

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

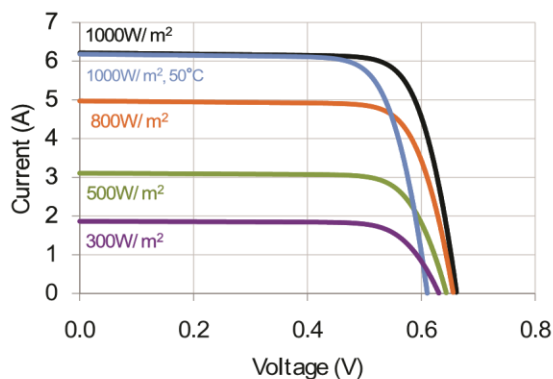
Bin	Pmpp (Wp)	Eff. (%)	Vmpp (V)	Impp (A)	Voc (V)	Isc (A)
G	3.34	21.8	0.574	5.83	0.682	6.24
H	3.38	22.1	0.577	5.87	0.684	6.26
I	3.40	22.3	0.581	5.90	0.686	6.27
J	3.42	22.5	0.582	5.93	0.687	6.28

All Electrical Characteristics parameters are nominal  
 Unlaminated Cell Temperature Coefficients  
 Voltage: -1.8 mV / °C      Power: -0.32% / °C

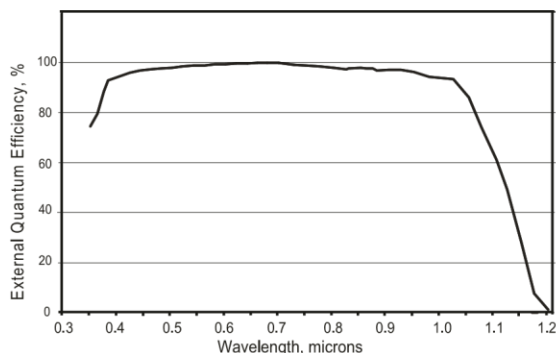
### Positive Electrical Ground

Modules and systems produced using these cells must be configured as "positive ground systems".

### TYPICAL I-V CURVE



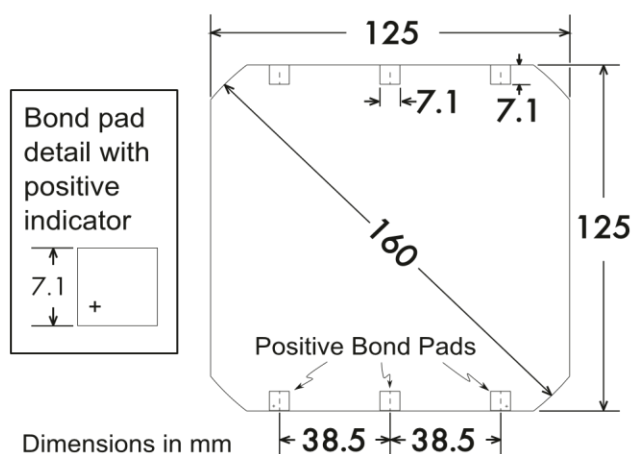
### SPECTRAL RESPONSE



### Physical Characteristics

Construction:	All back contact
Dimensions:	125mm x 125mm (nominal)
Thickness:	165µm ± 40µm
Diameter:	160mm (nominal)

### Cell and Bond Pad Dimensions



Bond pad area dimensions are 7.1mm x 7.1mm  
 Positive pole bond pad side has "+" indicator on leftmost and rightmost bond pads.

### Interconnect Tab and Process Recommendations



Tin plated copper interconnect. Compatible with lead free process.

### Packaging

Cells are packed in boxes of 1,200 each; grouped in shrink-wrapped stacks of 150 with interleaving. Twelve boxes are packed in a water-resistant "Master Carton" containing 14,400 cells suitable for air transport.

Interconnect tabs are packaged in boxes of 1,200 each.

### About SunPower

SunPower designs, manufactures, and delivers high-performance solar electric technology worldwide. Our high-efficiency solar cells generate up to 50 percent more power than conventional solar cells. Our high-performance solar panels, roof tiles, and trackers deliver significantly more energy than competing systems.

## Anexo II

Data/hora	Prod. no solo(W)	Prod. c/ altura	Radiação	% solar des	% solar vôo	nºcells
2016-11-12 11:00:00	26,46724	26,80656739	388,51	4,453516	15,37956	131,71
2016-11-12 11:01:00	28,38292	28,74680232	416,63	4,775857	16,49272	122,8203
2016-11-12 11:02:00	26,81741	27,16121915	393,65	4,512436	15,58303	129,9902
2016-11-12 11:03:00	25,39632	25,72191258	372,79	4,273316	14,75726	137,264
2016-11-12 11:04:00	25,04548	25,36657083	367,64	4,214282	14,5534	139,1868
2016-11-12 11:05:00	27,49661	27,84913317	403,62	4,626723	15,9777	126,7793
2016-11-12 11:06:00	27,78478	28,14099639	407,85	4,675211	16,14515	125,4644
2016-11-12 11:07:00	26,94071	27,28610625	395,46	4,533184	15,65468	129,3952
2016-11-12 11:08:00	28,01164	28,37076106	411,18	4,713383	16,27697	124,4483
2016-11-12 11:09:00	29,02057	29,39262732	425,99	4,883151	16,86324	120,1217
2016-11-12 11:10:00	29,49472	29,87285617	432,95	4,962934	17,13876	118,1907
2016-11-12 11:11:00	29,45316	29,83076715	432,34	4,955942	17,11461	118,3574
2016-11-12 11:12:00	28,09407	28,45424912	412,39	4,727254	16,32487	124,0831
2016-11-12 11:13:00	30,19504	30,5821597	443,23	5,080775	17,5457	115,4494
2016-11-12 11:14:00	30,87425	31,27007372	453,2	5,195061	17,94038	112,9096
2016-11-12 11:15:00	33,20208	33,62774896	487,37	5,586754	19,29303	104,9934
2016-11-12 11:16:00	32,50176	32,91844543	477,09	5,468914	18,88608	107,2557
2016-11-12 11:17:00	28,56754	28,93378798	419,34	4,806922	16,59999	122,0266
2016-11-12 11:18:00	28,42379	28,78820136	417,23	4,782735	16,51647	122,6437
2016-11-12 11:19:00	25,10747	25,42935938	368,55	4,224713	14,58942	138,8431
2016-11-12 11:20:00	26,94071	27,28610625	395,46	4,533184	15,65468	129,3952
2016-11-12 11:21:00	29,98931	30,37378454	440,21	5,046156	17,42615	116,2414
2016-11-12 11:22:00	30,01043	30,39517404	440,52	5,04971	17,43842	116,1596
2016-11-12 11:23:00	30,81362	31,20866514	452,31	5,184859	17,90514	113,1318
2016-11-12 11:24:00	27,66284	28,01748926	406,06	4,654692	16,07429	126,0174
2016-11-12 11:25:00	27,37467	27,72562604	401,83	4,606204	15,90684	127,344
2016-11-12 11:26:00	27,86858	28,22586442	409,08	4,689311	16,19384	125,0871
2016-11-12 11:27:00	27,51841	27,87121266	403,94	4,630391	15,99037	126,6788
2016-11-12 11:28:00	27,92989	28,28796298	409,98	4,699628	16,22947	124,8125
2016-11-12 11:29:00	27,29156	27,641448	400,61	4,592219	15,85855	127,7318
2016-11-12 11:30:00	24,86154	25,18027516	364,94	4,183331	14,44651	140,2166
2016-11-12 11:31:00	24,67624	24,99259952	362,22	4,152152	14,33884	141,2695
2016-11-12 11:32:00	26,75609	27,09912059	392,75	4,502119	15,5474	130,2881
2016-11-12 11:33:00	28,32161	28,68470377	415,73	4,76554	16,45709	123,0862
2016-11-12 11:34:00	26,22063	26,55679319	384,89	4,412019	15,23626	132,9487
2016-11-12 11:35:00	28,89794	29,26843021	424,19	4,862518	16,79199	120,6314
2016-11-12 11:36:00	30,66919	31,06238854	450,19	5,160558	17,82122	113,6645
2016-11-12 11:37:00	32,19383	32,60657268	472,57	5,417101	18,70716	108,2816
2016-11-12 11:38:00	32,06984	32,48099559	470,75	5,396238	18,63511	108,7002

2016-11-12 11:39:00	28,93882	29,30982925	424,79	4,869396	16,81574	120,461
2016-11-12 11:40:00	26,69342	27,03564207	391,83	4,491573	15,51098	130,594
2016-11-12 11:41:00	31,20398	31,60402596	458,04	5,250543	18,13197	111,7165
2016-11-12 11:42:00	40,80211	41,32521018	598,93	6,865574	23,70924	85,43677
2016-11-12 11:43:00	43,12994	43,68288542	633,1	7,257267	25,0619	80,82553
2016-11-12 11:44:00	38,35097	38,84264784	562,95	6,453133	22,28494	90,89731
2016-11-12 11:45:00	33,20208	33,62774896	487,37	5,586754	19,29303	104,9934
2016-11-12 11:46:00	28,32024	28,6833238	415,71	4,765311	16,4563	123,0922
2016-11-12 11:47:00	28,48511	28,85029992	418,13	4,793052	16,55209	122,3797
2016-11-12 11:48:00	31,78031	32,1877524	466,5	5,34752	18,46687	109,6906
2016-11-12 11:49:00	30,52409	30,91542196	448,06	5,136141	17,7369	114,2049
2016-11-12 11:50:00	30,54453	30,93612147	448,36	5,13958	17,74878	114,1285
2016-11-12 11:51:00	33,05698	33,48078237	485,24	5,562338	19,20871	105,4543
2016-11-12 11:52:00	31,61545	32,02077628	464,08	5,31978	18,37107	110,2625
2016-11-12 11:53:00	31,73876	32,14566338	465,89	5,340528	18,44272	109,8342
2016-11-12 11:54:00	30,60584	30,99822003	449,26	5,149897	17,78441	113,8998
2016-11-12 11:55:00	30,07038	30,45589263	441,4	5,059797	17,47326	115,9281
2016-11-12 11:56:00	29,68002	30,06053181	435,67	4,994114	17,24643	117,4528
2016-11-12 11:57:00	30,77206	31,16657612	451,7	5,177867	17,881	113,2846
2016-11-12 11:58:00	33,67623	34,1079778	494,33	5,666537	19,56855	103,5151
2016-11-12 11:59:00	31,63793	32,04354575	464,41	5,323562	18,38413	110,1842
2016-11-12 12:00:00	29,70182	30,0826113	435,99	4,997782	17,2591	117,3666



Anexo III



1035 Cambridge st. • suite 16b

<http://genasun.com>

GENASUN INC.

Cambridge, ma 02141 • usa

## GV-Boost Manual

Solar Charge Controllers with Maximum Power Point Tracking **For models:**

GVB-8-Pb-12V:	12V Lead-Acid/AGM/Gel/Sealed/Flooded
GVB-8-Pb-24V:	24V Lead-Acid/AGM/Gel/Sealed/Flooded
GVB-8-Pb-36V:	36V Lead-Acid/AGM/Gel/Sealed/Flooded
GVB-8-Pb-48V:	48V Lead-Acid/AGM/Gel/Sealed/Flooded
GVB-8-Li-*.*.V:	Custom Lithium Variation

IMPORTANT SAFETY INSTRUCTIONS | SAVE THESE INSTRUCTIONS

**GVB-8-Pb-12V**

**GVB-8-Pb-24V**

**GVB-8-Pb-36V**

**GVB-8-Pb-48V**

**GVB-8-Li-\*\*, \*V**

Rated Panel (Input) Current:	8A				8A
minimum Panel Voltage for Charging:	5V				5V
minimum Battery Voltage for operation:	9.5V				9.5V
absolute maximum Panel open-Circuit Voltage (Voc):	63V				63V
Charge Profile:	Multi-Stage with Temperature Compensation				CC-CV
absorption Voltage:	14.2V	28.4V	42.6V	56.8V	-
absorption time:	2 Hours				-
Float Voltage (Pb models) or CV Voltage (li models):	13.8V	27.6V	41.4V	55.2V	**.*V as specified in part number
Battery temperature Compensation:	-28mV/°C	-56mV/°C	-84mV/°C	-112mV/°C	-

**Specifications(cont.):**

electrical efficiency:	95% - 97% typical	96% - 98% typical	96% - 98% typical	96% - 99%
night Consumption:	7mA	6mA	6mA	5mA (equivalent.)
tracking efficiency:	99+% typical			99+% typical
mPpt tracking speed:	15Hz			15Hz

Nominal Battery Voltage:	12V	24V	36V	48V	(See specs for closest -Pb equivalent.)
Maximum Recommended Panel Vmp:	13V	26V	41V	43V	
Maximum Recommended Panel Power (8A Panel w/-155mm cells):	105W	210W	325W	350W	
Bulk Voltage:	14.4V	28.8V	43.2V	57.6V	

Copyright © 2012 Genasun. all rights reserved. Changes are periodically made to the information herein which will be incorporated in revised editions of this publication. Genasun may make changes or improvements to the product(s) described in this publication at any time and without notice

## Anexo IV

```
# tut_solar_UAV.py
#
# Created: Jul 2014, E. Botero
# Modified: Jan 2017, E. Botero

#-----
-
# Imports
# -----
--
import SUAVE
from SUAVE.Core import Units

from SUAVE.Core import (
    Data, Container
)

import numpy as np
import pylab as plt
import matplotlib
import copy, time

from SUAVE.Components.Energy.Networks.Solar import Solar
from SUAVE.Methods.Propulsion import propeller_design
from SUAVE.Methods.Power.Battery.Sizing import
initialize_from_energy_and_power, initialize_from_mass

# -----
--
# Main
# -----
--
def main():

    # build the vehicle, configs, and analyses
    configs, analyses = full_setup()

    configs.finalize()
    analyses.finalize()

    # weight analysis
    weights = analyses.configs.base.weights
    breakdown = weights.evaluate()

    # mission analysis
    mission = analyses.missions.base
    results = mission.evaluate()

    # plot results
    plot_mission(results)
```

```

    return

# -----
--
#   Analysis Setup
# -----
--

def full_setup():

    # vehicle data
    vehicle = vehicle_setup()
    configs = configs_setup(vehicle)

    # vehicle analyses
    configs_analyses = analyses_setup(configs)

    # mission analyses
    mission = mission_setup(configs_analyses, vehicle)
    missions_analyses = missions_setup(mission)

    analyses = SUAVE.Analyses.Analysis.Container()
    analyses.configs = configs_analyses
    analyses.missions = missions_analyses

    return configs, analyses

# -----
--
#   Build the Vehicle
# -----
--

def vehicle_setup():

    # -----
    --
    #   Initialize the Vehicle
    # -----
    --

    vehicle = SUAVE.Vehicle()
    vehicle.tag = 'Solar'

    # -----
    --
    #   Vehicle-level Properties
    # -----
    --

    # mass properties
    vehicle.mass_properties.takeoff = 200. * Units.kg
    vehicle.mass_properties.operating_empty = 200. * Units.kg
    vehicle.mass_properties.max_takeoff = 200. * Units.kg

```

```

# basic parameters
vehicle.reference_area           = 80.
vehicle.envelope.ultimate_load  = 2.0
vehicle.envelope.limit_load     = 1.5
vehicle.envelope.maximum_dynamic_pressure = 0.5*1.225*(40.**2.)
#Max q

# -----
--
#   Main Wing
# -----
--

wing = SUAVE.Components.Wings.Wing()
wing.tag = 'main_wing'

wing.areas.reference            = vehicle.reference_area
wing.spans.projected            = 40.0
wing.aspect_ratio               =
(wing.spans.projected**2)/wing.areas.reference
wing.sweeps.quarter_chord      = 0.0 * Units.deg
wing.symmetric                  = True
wing.thickness_to_chord        = 0.12
wing.taper                      = 1.0
wing.vertical                   = False
wing.high_lift                  = True
wing.dynamic_pressure_ratio     = 1.0
wing.chords.mean_aerodynamic =
wing.areas.reference/wing.spans.projected
wing.span_efficiency            = 0.98
wing.twists.root                = 0.0 * Units.degrees
wing.twists.tip                 = 0.0 * Units.degrees
wing.highlift                   = False
wing.vertical                   = False
wing.eta                        = 1.0
wing.number_ribs                = 26.
wing.number_end_ribs           = 2.
wing.transition_x_upper         = 0.6
wing.transition_x_lower        = 1.0
wing.origin                     = [3.0,0.0,0.0]
wing.aerodynamic_center        = [3.0,0.0,0.0]

# add to vehicle
vehicle.append_component(wing)

# -----
--
#   Horizontal Stabilizer
# -----
--

wing = SUAVE.Components.Wings.Wing()
wing.tag = 'horizontal_stabilizer'

```

```

    wing.aspect_ratio          = 20.
    wing.sweeps.quarter_chord = 0 * Units.deg
    wing.thickness_to_chord   = 0.12
    wing.taper                 = 1.0
    wing.span_efficiency       = 0.95
    wing.areas.reference       = vehicle.reference_area * .15
    wing.areas.wetted          = 2.0 * wing.areas.reference
    wing.areas.exposed         = 0.8 * wing.areas.wetted
    wing.areas.affected        = 0.6 * wing.areas.wetted
    wing.spans.projected       =
np.sqrt(wing.aspect_ratio*wing.areas.reference)
    wing.twists.root          = 0.0 * Units.degrees
    wing.twists.tip           = 0.0 * Units.degrees

    wing.vertical             = False
    wing.symmetric            = True
    wing.dynamic_pressure_ratio = 0.9
    wing.number_ribs          = 5.0
    wing.chords.root          =
wing.areas.reference/wing.spans.projected
    wing.chords.tip           =
wing.areas.reference/wing.spans.projected
    wing.chords.mean_aerodynamic =
wing.areas.reference/wing.spans.projected
    wing.origin               = [10.,0.0,0.0]
    wing.aerodynamic_center   = [0.5,0.0,0.0]

    # add to vehicle
    vehicle.append_component(wing)

# -----
--
#   Vertical Stabilizer
# -----
--

    wing = SUAVE.Components.Wings.Wing()
    wing.tag = 'vertical_stabilizer'

    wing.aspect_ratio          = 20.
    wing.sweeps.quarter_chord = 0 * Units.deg
    wing.thickness_to_chord   = 0.12
    wing.taper                 = 1.0
    wing.span_efficiency       = 0.97
    wing.areas.reference       = vehicle.reference_area * 0.1
    wing.spans.projected       =
np.sqrt(wing.aspect_ratio*wing.areas.reference)

    wing.chords.root          =
wing.areas.reference/wing.spans.projected
    wing.chords.tip           =
wing.areas.reference/wing.spans.projected

```

```

    wing.chords.mean_aerodynamic =
wing.areas.reference/wing.spans.projected

    wing.areas.wetted           = 2.0 * wing.areas.reference
    wing.areas.exposed          = 0.8 * wing.areas.wetted
    wing.areas.affected         = 0.6 * wing.areas.wetted
    wing.twists.root            = 0.0 * Units.degrees
    wing.twists.tip             = 0.0 * Units.degrees
    wing.origin                 = [10.,0.0,0.0]
    wing.aerodynamic_center     = [0.5,0.0,0.0]
    wing.symmetric              = True
    wing.vertical               = True
    wing.t_tail                 = False
    wing.dynamic_pressure_ratio = 1.0
    wing.number_ribs            = 5.

    # add to vehicle
    vehicle.append_component(wing)

#-----
-
# Propulsor
#-----
-

# build network
net = Solar()
net.number_of_engines = 1.
net.nacelle_diameter = 0.2
net.engine_length    = 0.01
net.areas             = Data()
net.areas.wetted     = 0.01*(2*np.pi*0.01/2)

# Component 1 the Sun?
sun = SUAVE.Components.Energy.Processes.Solar_Radiation()
net.solar_flux = sun

# Component 2 the solar panels
panel = SUAVE.Components.Energy.Converters.Solar_Panel()
panel.area           = vehicle.reference_area * 0.9
panel.efficiency     = 0.25
panel.mass_properties.mass = panel.area*(0.60 * Units.kg)
net.solar_panel     = panel

# Component 3 the ESC
esc =
SUAVE.Components.Energy.Distributors.Electronic_Speed_Controller()
esc. efficiency = 0.95 # Gundlach for brushless motors
net.esc        = esc

# Component 5 the Propeller

# Design the Propeller
prop_attributes = Data()

```

```

prop_attributes.number_blades      = 2.0
prop_attributes.freestream_velocity = 40.0 # freestream m/s
prop_attributes.angular_velocity   = 150. * Units['rpm']
prop_attributes.tip_radius         = 4.25
prop_attributes.hub_radius         = 0.05
prop_attributes.design_Cl          = 0.7
prop_attributes.design_altitude    = 14.0 * Units.km
prop_attributes.design_thrust      = 0.0
prop_attributes.design_power       = 3500.0
prop_attributes                    =
propeller_design(prop_attributes)

prop = SUAVE.Components.Energy.Converters.Propeller()
prop.prop_attributes = prop_attributes
net.propeller       = prop

# Component 4 the Motor
motor = SUAVE.Components.Energy.Converters.Motor()
motor.resistance      = 0.008
motor.no_load_current = 4.5
motor.speed_constant  = 120. * Units['rpm'] # RPM/volt
converted to (rad/s)/volt
motor.propeller_radius = prop.prop_attributes.tip_radius
motor.propeller_Cp     = prop.prop_attributes.Cp
motor.gear_ratio       = 12. # Gear ratio
motor.gearbox_efficiency = .98 # Gear box efficiency
motor.expected_current = 160. # Expected current
motor.mass_properties.mass = 2.0
net.motor              = motor

# Component 6 the Payload
payload = SUAVE.Components.Energy.Peripherals.Payload()
payload.power_draw      = 50. #Watts
payload.mass_properties.mass = 5.0 * Units.kg
net.payload            = payload

# Component 7 the Avionics
avionics = SUAVE.Components.Energy.Peripherals.Avionics()
avionics.power_draw = 50. #Watts
net.avionics        = avionics

# Component 8 the Battery
bat =
SUAVE.Components.Energy.Storages.Batteries.Constant_Mass.Lithium_Ion()
bat.mass_properties.mass = 55.0 * Units.kg
bat.specific_energy     = 450.*Units.Wh/Units.kg
bat.resistance          = 0.05
initialize_from_mass(bat,bat.mass_properties.mass)
net.battery             = bat

#Component 9 the system logic controller and MPPT
logic = SUAVE.Components.Energy.Distributors.Solar_Logic()
logic.system_voltage = 40.0
logic.MPPT_efficiency = 0.95

```



```

net.solar_logic      = logic

# add the solar network to the vehicle
vehicle.append_component(net)

return vehicle

# -----
--
#   Define the Configurations
# -----
-

def configs_setup(vehicle):

    # -----
    --
    #   Initialize Configurations
    # -----
    --

    configs = SUAVE.Components.Configs.Config.Container()

    base_config = SUAVE.Components.Configs.Config(vehicle)
    base_config.tag = 'base'
    configs.append(base_config)

    # -----
    --
    #   Cruise Configuration
    # -----
    --

    config = SUAVE.Components.Configs.Config(base_config)
    config.tag = 'cruise'

    configs.append(config)

    # done!
    return configs

# -----
--
#   Define the Vehicle Analyses
# -----
--

def analyses_setup(configs):

    analyses = SUAVE.Analyses.Analysis.Container()

    # build a base analysis for each config

```

```

for tag,config in configs.items():
    analysis = base_analysis(config)
    analyses[tag] = analysis

return analyses

def base_analysis(vehicle):

    # -----
    --
    #   Initialize the Analyses
    # -----
    --
    analyses = SUAVE.Analyses.Vehicle()

    # -----
    --
    #   Basic Geometry Relations
    sizing = SUAVE.Analyses.Sizing.Sizing()
    sizing.features.vehicle = vehicle
    analyses.append(sizing)

    # -----
    --
    #   Weights
    weights = SUAVE.Analyses.Weights.Weights()
    weights.settings.empty_weight_method = \
        SUAVE.Methods.Weights.Correlations.Human_Powered.empty
    weights.vehicle = vehicle
    analyses.append(weights)

    # -----
    --
    #   Aerodynamics Analysis
    aerodynamics = SUAVE.Analyses.Aerodynamics.Fidelity_Zero()
    aerodynamics.geometry = vehicle
    aerodynamics.settings.drag_coefficient_increment = 0.0000
    analyses.append(aerodynamics)

    # -----
    --
    #   Energy
    energy = SUAVE.Analyses.Energy.Energy()
    energy.network = vehicle.propulsors #what is called throughout the
mission (at every time step)
    analyses.append(energy)

    # -----
    --
    #   Planet Analysis
    planet = SUAVE.Analyses.Planets.Planet()
    analyses.append(planet)

```

```

# -----
--
# Atmosphere Analysis
atmosphere = SUAVE.Analyses.Atmospheric.US_Standard_1976()
atmosphere.features.planet = planet.features
analyses.append(atmosphere)

# done!
return analyses

# -----
--
# Define the Mission
# -----
--
def mission_setup(analyses,vehicle):

# -----
--
# Initialize the Mission
# -----
--

mission = SUAVE.Analyses.Mission.Sequential_Segments()
mission.tag = 'The Test Mission'

mission.atmosphere =
SUAVE.Attributes.Atmospheres.Earth.US_Standard_1976()
mission.planet      = SUAVE.Attributes.Planets.Earth()

# unpack Segments module
Segments = SUAVE.Analyses.Mission.Segments

# base segment
base_segment = Segments.Segment()
ones_row     = base_segment.state.ones_row
base_segment.process.iterate.unknowns.network      =
vehicle.propulsors.network.unpack_unknowns
base_segment.process.iterate.residuals.network     =
vehicle.propulsors.network.residuals
base_segment.process.iterate.initials.initialize_battery =
SUAVE.Methods.Missions.Segments.Common.Energy.initialize_battery
base_segment.state.unknowns.propeller_power_coefficient =
vehicle.propulsors.network.propeller.prop_attributes.Cp *
ones_row(1)/15.
base_segment.state.residuals.network                = 0. *
ones_row(1)

# -----
--
# Cruise Segment: constant speed, constant altitude
# -----
--

```

```

    segment =
SUAVE.Analyses.Mission.Segments.Cruise.Constant_Mach_Constant_Altitude
(base_segment)
    segment.tag = "cruise1"

    # connect vehicle configuration
    segment.analyses.extend( analyses.cruise)

    # segment attributes
    segment.state.numerics.number_control_points = 64
    segment.start_time = time.strptime("Tue, Jun 21 11:30:00
2017", "%a, %b %d %H:%M:%S %Y",)
    segment.altitude = 15.0 * Units.km
    segment.mach = 0.12
    segment.distance = 3050.0 * Units.km
    segment.battery_energy =
vehicle.propulsors.network.battery.max_energy*0.2 #Charge the battery
to start
    segment.latitude = 37.4300
    segment.longitude = -122.1700

    mission.append_segment(segment)

    # -----
--
    # Mission definition complete
    # -----
--

    return mission

def missions_setup(base_mission):

    # the mission container
    missions = SUAVE.Analyses.Mission.Mission.Container()

    # -----
--
    # Base Mission
    # -----
--

    missions.base = base_mission

    # done!
    return missions

    # -----
--
    # Plot Results
    # -----
--

def plot_mission(results):

```

```

# -----
--
#   Throttle
# -----
--
plt.figure("Throttle History")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    eta = results.segments[i].conditions.propulsion.throttle[:,0]

    axes.plot(time, eta, 'bo-')
axes.set_xlabel('Time (mins)')
axes.set_ylabel('Throttle')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
plt.ylim((0,1))
axes.grid(True)

# -----
--
#   Altitude
# -----
--
plt.figure("Altitude")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    altitude =
results.segments[i].conditions.freestream.altitude[:,0] / Units.km
    axes.plot(time, altitude, 'bo-')
axes.set_xlabel('Time (mins)')
axes.set_ylabel('Altitude (km)')
axes.grid(True)

# -----
--
#   Aerodynamics
# -----
--
fig = plt.figure("Aerodynamic Forces")
for segment in results.segments.values():

    time = segment.conditions.frames.inertial.time[:,0] /
Units.min
    Lift = -
segment.conditions.frames.wind.lift_force_vector[:,2]
    Drag = -
segment.conditions.frames.wind.drag_force_vector[:,0]
    Thrust =
segment.conditions.frames.body.thrust_force_vector[:,0]

```

```

axes = fig.add_subplot(3,1,1)
axes.plot( time , Lift , 'bo-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('Lift (N)')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

axes = fig.add_subplot(3,1,2)
axes.plot( time , Drag , 'bo-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('Drag (N)')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

axes = fig.add_subplot(3,1,3)
axes.plot( time , Thrust , 'bo-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('Thrust (N)')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
plt.ylim((0,50))
axes.grid(True)

# -----
--
#   Aerodynamics 2
# -----
--

fig = plt.figure("Aerodynamic Coefficients")
for segment in results.segments.values():

    time     = segment.conditions.frames.inertial.time[:,0] /
Units.min
    CLift    = segment.conditions.aerodynamics.lift_coefficient[:,0]
    CDrag    = segment.conditions.aerodynamics.drag_coefficient[:,0]
    Drag     = -
segment.conditions.frames.wind.drag_force_vector[:,0]
    Thrust   =
segment.conditions.frames.body.thrust_force_vector[:,0]

axes = fig.add_subplot(3,1,1)
axes.plot( time , CLift , 'bo-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('CL')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

axes = fig.add_subplot(3,1,2)
axes.plot( time , CDrag , 'bo-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')

```

```

axes.set_ylabel('CD')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

axes = fig.add_subplot(3,1,3)
axes.plot( time , Drag , 'bo-' )
axes.plot( time , Thrust , 'ro-' )
axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('Drag and Thrust (N)')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

# -----
--
#   Aerodynamics 2
# -----
--

fig = plt.figure("Drag Components")
axes = plt.gca()
for i, segment in enumerate(results.segments.values()):

    time = segment.conditions.frames.inertial.time[:,0] /
Units.min
    drag_breakdown =
segment.conditions.aerodynamics.drag_breakdown
    cdp = drag_breakdown.parasite.total[:,0]
    cdi = drag_breakdown.induced.total[:,0]
    cdc = drag_breakdown.compressible.total[:,0]
    cdm = drag_breakdown.miscellaneous.total[:,0]
    cd = drag_breakdown.total[:,0]

    axes.plot( time , cdp , 'ko-', label='CD_P' )
    axes.plot( time , cdi , 'bo-', label='CD_I' )
    axes.plot( time , cdc , 'go-', label='CD_C' )
    axes.plot( time , cdm , 'yo-', label='CD_M' )
    axes.plot( time , cd , 'ro-', label='CD' )

    if i == 0:
        axes.legend(loc='upper center')

axes.set_xlabel('Time (min)')
axes.set_ylabel('CD')
axes.grid(True)

# -----
--
#   Battery Energy
# -----
--

```

```

plt.figure("Battery Energy")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    energy =
results.segments[i].conditions.propulsion.battery_energy[:,0]
    axes.plot(time, energy, 'bo-')
    axes.set_xlabel('Time (mins)')
    axes.set_ylabel('Battery Energy (J)')
    axes.grid(True)

# -----
--
#   Solar Flux
# -----
--

plt.figure("Solar Flux")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    energy =
results.segments[i].conditions.propulsion.solar_flux[:,0]
    axes.plot(time, energy, 'bo-')
    axes.set_xlabel('Time (mins)')
    axes.set_ylabel('Solar Flux ($W/m^{2}$)')
    axes.grid(True)

# -----
--
#   Current Draw
# -----
--

plt.figure("Current Draw")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    energy =
results.segments[i].conditions.propulsion.current[:,0]
    axes.plot(time, energy, 'bo-')
    axes.set_xlabel('Time (mins)')
    axes.set_ylabel('Current Draw (Amps)')
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
    plt.ylim((0,200))
    axes.grid(True)

# -----
--
#   Motor RPM
# -----
--

```



```

plt.figure("Motor RPM")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    energy = results.segments[i].conditions.propulsion.rpm[:,0]
    axes.plot(time, energy, 'bo-')
axes.set_xlabel('Time (mins)')
axes.set_ylabel('Motor RPM')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
plt.ylim((0,200))
axes.grid(True)

# -----
--
#   Battery Draw
# -----
--

plt.figure("Battery Charging")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    energy =
results.segments[i].conditions.propulsion.battery_draw[:,0]
    axes.plot(time, energy, 'bo-')
axes.set_xlabel('Time (mins)')
axes.set_ylabel('Battery Charging (Watts)')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)

# -----
--
#   Propulsive efficiency
# -----
--

plt.figure("Propeller Efficiency")
axes = plt.gca()
for i in range(len(results.segments)):
    time =
results.segments[i].conditions.frames.inertial.time[:,0] / Units.min
    etap = results.segments[i].conditions.propulsion.etap[:,0]
    axes.plot(time, etap, 'bo-')
axes.set_xlabel('Time (mins)')
axes.set_ylabel('Etap')
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
axes.grid(True)
plt.ylim((0,1))

```

```

# -----
--
#   Flight Conditions
# -----
--

fig = plt.figure("Flight Conditions")
for segment in results.segments.values():

    time      = segment.conditions.frames.inertial.time[:,0] /
Units.min
    altitude  = segment.conditions.freestream.altitude[:,0] /
Units.km
    mach      = segment.conditions.freestream.mach_number[:,0]
    aoa       =
segment.conditions.aerodynamics.angle_of_attack[:,0] / Units.deg

    axes = fig.add_subplot(3,1,1)
    axes.plot( time , aoa , 'bo-' )
    axes.set_ylabel('Angle of Attack (deg)')
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
    axes.grid(True)

    axes = fig.add_subplot(3,1,2)
    axes.plot( time , altitude , 'bo-' )
    axes.set_ylabel('Altitude (km)')
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
    axes.grid(True)

    axes = fig.add_subplot(3,1,3)
    axes.plot( time , mach , 'bo-' )
    axes.set_xlabel('Time (min)')
    axes.set_ylabel('Mach Number (-)')
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_scientific(False)
    axes.get_yaxis().get_major_formatter().set_useOffset(False)
    axes.grid(True)

# -----
--
#   Solar Flux, Charging Power, Battery Energy
# -----
--

fig = plt.figure("Electric Outputs")
arq = open("teste.txt", "w+")
arq.write("time, flux, charge, energy\r\n")
for segment in results.segments.values():

    time      = segment.conditions.frames.inertial.time[:,0] /
Units.min
    flux      =
results.segments[i].conditions.propulsion.solar_flux[:,0]

```

```

        charge =
results.segments[i].conditions.propulsion.battery_draw[:,0]
        energy =
results.segments[i].conditions.propulsion.battery_energy[:,0] /
Units.MJ

    axes = fig.add_subplot(3,1,1)
    axes.plot( time , flux , 'bo-' )
    axes.set_ylabel('Solar Flux (W/m$^2$)')
    axes.grid(True)

    axes = fig.add_subplot(3,1,2)
    axes.plot( time , charge , 'bo-' )
    axes.set_ylabel('Charging Power (W)')
    axes.grid(True)

    axes = fig.add_subplot(3,1,3)
    axes.plot( time , energy , 'bo-' )
    axes.set_xlabel('Time (min)')
    axes.set_ylabel('Battery Energy (MJ)')
    axes.grid(True)
    for i in range(len(time)):
        var = str(time[i]) + ", " + str(flux[i]) + ", " +
str(charge[i]) + ", " + str(energy[i]) + "\r\n"
        arq.write(var)
    arq.close()

if __name__ == '__main__':
    main()

    plt.show()

```



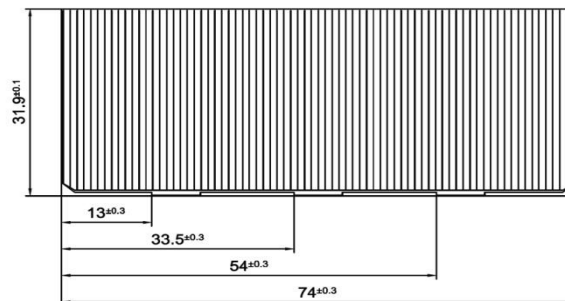


## Silicon Solar Space Cell S 32

Type: S 32



This cell type is a state-of-the-art high efficiency, low weight silicon solar cell with an integrated by-pass diode.



## Silicon solar space cell S 32

Type: S 32



### Design and Mechanical Data

Base Material	CZ, <1-0-0>
AR-coating	TiO <sub>2</sub> /Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Dimensions (bare cell)	74.0 x 31.9 mm ± 0.1 mm
Cell Area	23.61 cm <sup>2</sup>
Average Weight	≤ 32 mg/cm <sup>2</sup>
Cell - Thickness	130 ± 30 μm
Ag - Thickness	3 – 11 μm
Grid Design	Improved Grid system with 3 contact pads
Resistivity	ρ (B) 2 ± 1 Ω cm
Shadow Protection	Integrated Zener by-pass diode I <sub>rev</sub> = 55 mA/cm <sup>2</sup> (1.2 Isc) @ V <sub>rev</sub> = 5 – 6 V



### Electrical Data

		BOL	3E14	1E15	3E15
Average Open Circuit V <sub>oc</sub>	[mV]	628	0.91	0.89	0.85
Average Short Circuit I <sub>sc</sub>	[mA/cm <sup>2</sup> ]	45.8	0.88	0.85	0.76
Voltage at max. Power V <sub>mpp</sub>	[mV]	528	0.91	0.89	0.84
Current at max. Power I <sub>mpp</sub>	[mA/cm <sup>2</sup> ]	43.4	0.88	0.84	0.75
Average Efficiency η <sub>base</sub>	[%]	16.9	0.80	0.74	0.64

Test Conditions: AMO Spectrum; Light Intensity E = 135.3 mW/cm<sup>2</sup>; Cell Temperature T<sub>c</sub> = 28°C  
Standard: CNES 01-23MV1  
BOL measurement accuracy: ± 1.5% relative



### Temperature Gradients

		BOL	3E14	1E15	3E15
Voltage dV <sub>oc</sub> /dT	[mV/°C]	- 2.02	- 2.14	- 2.17	- 2.20
Short Circuit dI <sub>sc</sub> /dT	[mA/cm <sup>2</sup> /°C]	0.030	0.045	0.055	0.059
Voltage dV <sub>mpp</sub> /dT	[mV/°C]	- 2.07	- 2.22	- 2.19	- 2.25
Power dP <sub>mpp</sub> /dT	[mW/cm <sup>2</sup> /°C]	0.004	0.023	0.023	0.035



### Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.78 (with CMX 100 AR/IRR)
Pull Test	> 5 N at 45° welding test (with 35μm Ag stripes)
Development Status	Qualified

S 32



## 5W CIGS Solar Cloth

This thin-film solar panel is made of CIGS material which is very flexible. It performs 14% solar energy transformation efficiency which is much higher than that of other thin-film solar panels.

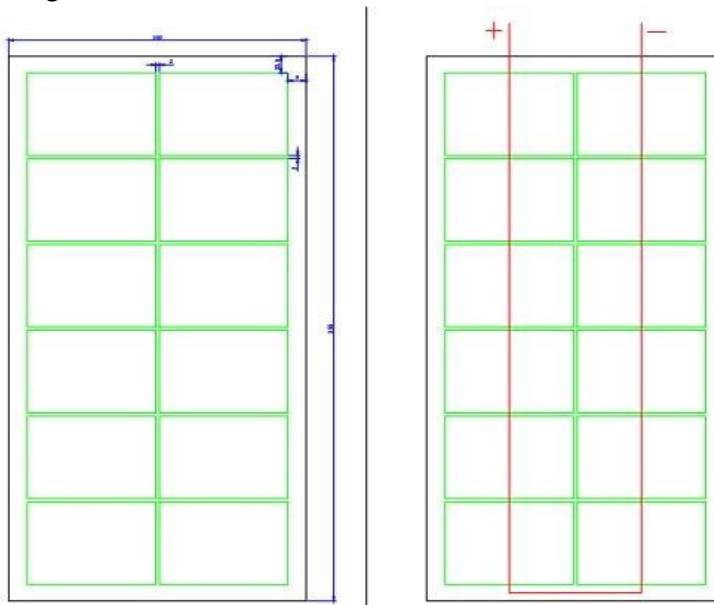
In addition to its high efficiency, our solar panel is build on an ultra-thin back sheet which can be rolled 360 degrees. It packages with special ETFE film which is durable and high light transmittance.

Feature:

- Thin-film
- flexible
- Waterproof
- Lightweight

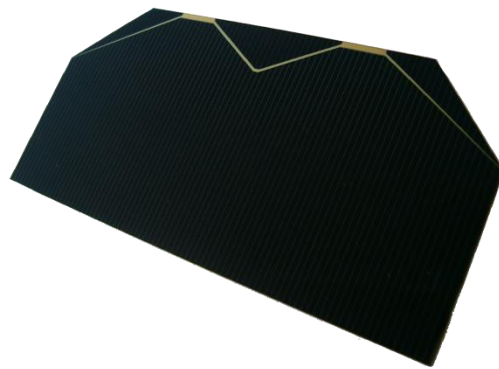
Specification:

- Dimensions: 355\*160\*1( $\pm 0,2$ ) mm
- Open-circuit Voltage: 6.7V
- Voltage: 5.3 V
- Current: 950 mA
- Power: 5W
- Material: CIGS
- Weight: 66g

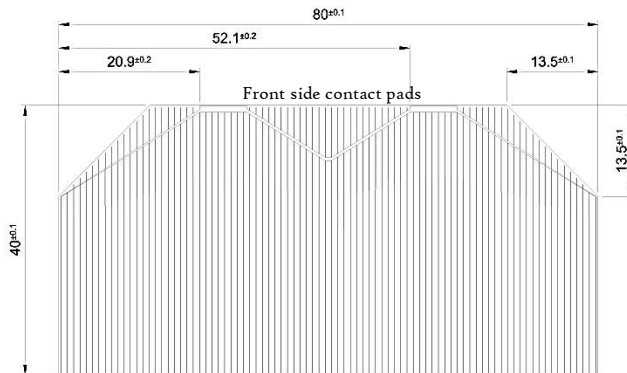




**30% Triple Junction GaAs Solar Cell**  
Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced  
*Best in Class EOL-Values!*



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 30% advanced). The end-of-life version of the 3G30C solar cell offers best EOL-performance values and should be combined with an external bypass diode protection.



**G30C - Advanced**



## 30% Triple Junction GaAs Junction Solar Cell Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate TiO <sub>x</sub> /Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
AR-coating	
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm <sup>2</sup>
Average Weight	≤ 86 mg/cm <sup>2</sup>
Thickness (without contacts)	150 ± 20 μm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 μm
Grid Design	Grid system with 2 contact pads

### Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V <sub>oc</sub>	[mV]	2700	2616	2564	2522
Average Short Circuit I <sub>sc</sub>	[mA]	520.2	518.5	514.0	501.9
Voltage at max. Power V <sub>mp</sub>	[mV]	2411	2345	2290	2246
Current at max. Power I <sub>mp</sub>	[mA]	504.4	503.2	500.6	486.6
Average Efficiency η <sub>bare</sub> (1367 W/m <sup>2</sup> )	[%]	29.5	28.6	27.8	26.5
Average Efficiency η <sub>bare</sub> (1353 W/m <sup>2</sup> )	[%]	29.8	28.9	28.1	26.8

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC

28 °C

@fluence 1MeV [e/cm<sup>2</sup>]

= 1367 W/m<sup>2</sup>; T =

### Acceptance Values

Voltage V <sub>op</sub>	2350 mV
Min. average current I <sub>op avg</sub> @ V <sub>op</sub>	505 mA
Min. individual current I <sub>op min</sub> @ V <sub>op</sub>	475 mA

### Temperature Gradients

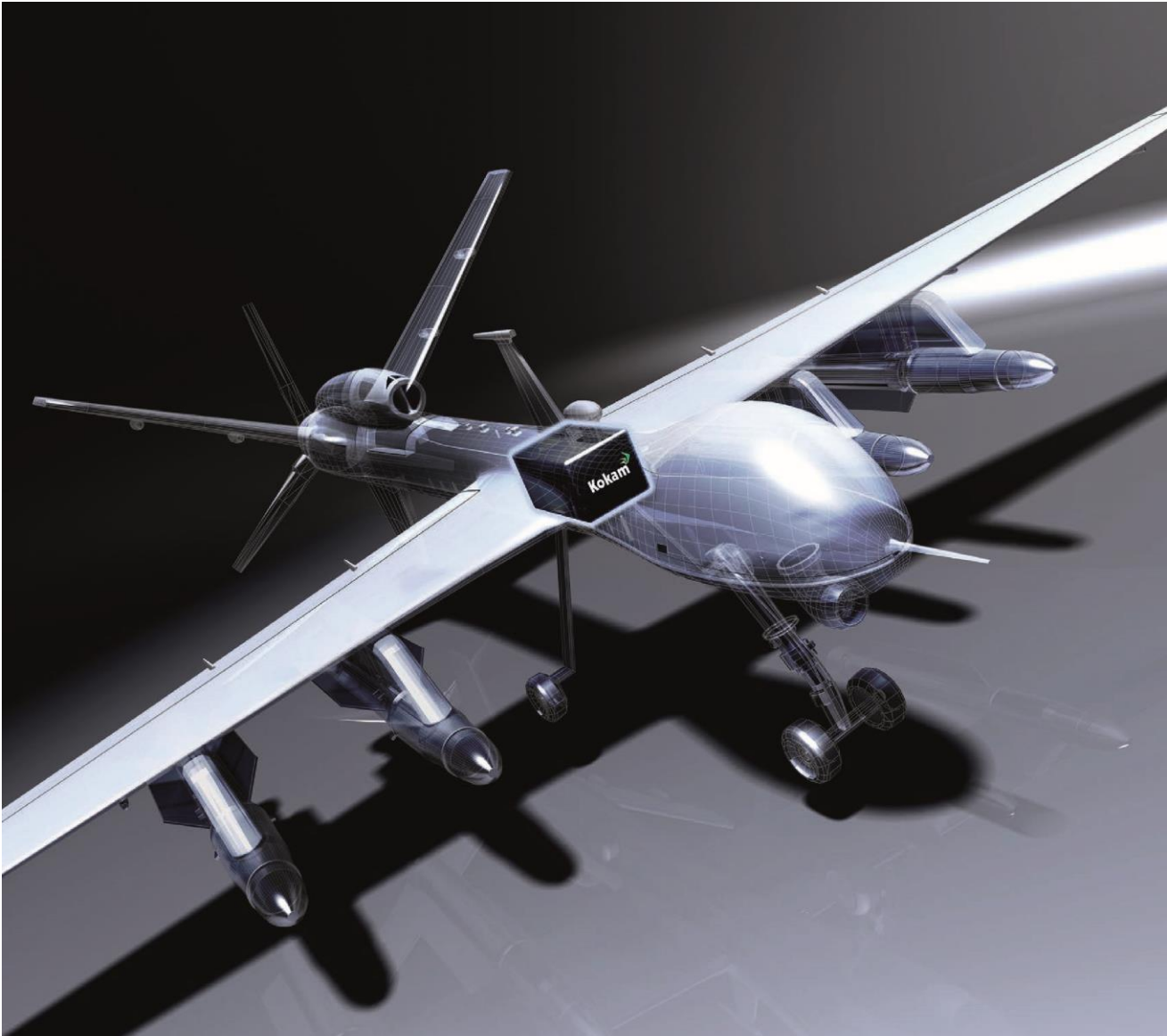
			BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV <sub>oc</sub> /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.2	- 6.5	- 6.6	- 6.7
Short Circuit Current	ΔI <sub>sc</sub> /ΔT↑	[mA/°C]	0.36	0.33	0.35	0.38
Voltage at max. Power	ΔV <sub>mp</sub> /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.7	- 6.8	- 7.1	- 7.2
Current at max. Power	ΔI <sub>mp</sub> /ΔT↑	[mA/°C]	0.24	0.20	0.24	0.28

@fluence 1MeV [e/cm<sup>2</sup>]

### Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5μm Ag stripes)
Status	Qualified





**UNIQUE LITHIUM BATTERY TECHNOLOGY  
FOR MILITARY AND COMMERCIAL GRADE**

Ultra High Energy Compact Battery

## REALIZATION OF CUSTOMIZED CELLS FOR UAV & OTHER DRONE APPLICATIONS

Kokam has successfully designed and manufactured mission-critical battery solutions which are extensively applied to some of the most advanced UAV systems in the field. Kokam's cells are renowned for their reliability and class-leading energy density.

High power output makes Kokam's cells ideal for both the main propulsion energy source and as backup. Their gravimetric energy density of 260 Wh/Kg greatly exceeds the competition, lowering the overall weight and cross section of the vehicle and allowing extended range and flight time.

### STRATEGIC ADVANTAGES INCLUDE:

- EXTENDED FLYING TIME
- VERY HIGH ENERGY DENSITY (~260kWh/kg)  
FOR MAXIMUM POWER TO WEIGHT RATIO
- INHERENTLY SAFE WITH EXCEPTIONAL CYCLE LIFE



UAV / DRONE



Delair-Tech



FT SISTEMAS



FT SISTEMAS



## ULTRA HIGH ENERGY NMC

Kokam's UAV cells are designed for exceptional energy density and safety. Advancements in the Cathode and Anode materials using a high concentration of nickel and C/Si coated graphite respectively. This development, along with Kokam's unique coating technology enable the creation of the UHE NMC Cell.

Category		Ultra High Energy NMC	
Model		SLPB065070180	SLPB080085270
Capacity	Ah	12	27
Weight	g	173	385
Energy Density	Wh/kg	260	260
Current	Max Charge (A)	12	27
	Max Discharge (A)	24	54
	Peak Discharge (A)	48	108
Dimension	W*L*T (mm)	82*183*6.4	97*272*7.6

## WELL-VERIFIED AND MARKET LEADING PERFORMANCES IN THE MOST EXTREME WEATHER CONDITIONS

In aviation, the reliable performance of batteries is imperative, being able to withstand frequent changes in temperature or other environmental conditions as well as being light-weight. Kokam products meet these requirements and are tested to be fully functional over a wide range of temperature, humidity and pressure.



### KOKAM BATTERY

Configuration: 7S1P  
 Rated Energy: 700Wh  
 Nominal Voltage: 25.9V



Model Type	Specification	Unit
Total Embedded Energy	700	Wh
Operational Voltage Range	21 ~ 29.4	V
Cycle life	More than 500	cycles
Efficiency	98% or better	@0.1C operation
Operational temperature	-20 to 55	°C
Continuous Charge Current / Peak	27/54	A
Continuous Discharge Current / Peak	54/108	A
Dimension	Thickness	65 mm
	Width	90 mm
	Length	308 mm



## Lithium Sulfur Rechargeable Battery Data Sheet

Lithium sulfur has the highest theoretical specific and volumetric energy densities of any rechargeable battery chemistry (2550 Wh/kg and 2862 Wh/l theoretically). SION Power has learned how to unlock this potential and has created a unique rechargeable battery system. This patented technology is enabling new applications for rechargeable batteries and replacing existing primary and rechargeable batteries in applications where weight is a critical factor.

Typical applications include:

- Unmanned Vehicle Systems
- Weight sensitive electronic applications
- Military communication systems
- Sensors

### Electrical Specifications:

Nominal Voltage:	2.15V
Maximum Charge Voltage:	2.5V
Minimum Voltage on Discharge:	1.7V
Nominal Capacity @ 25°C:	2.5 Ah @ C/5
Maximum continuous discharge rate:	2C
Maximum charge rate:	C/5
Specific Energy:	350 Wh/kg
Energy Density:	320 Wh/l
Cell Impedance:	25 mΩ

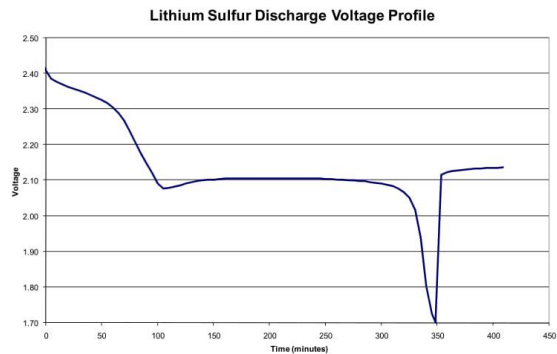


### Mechanical Specifications:

Configuration:	Prismatic
Length:	55 mm (top flanged folded)
Width:	37 mm
Thickness:	11.5 mm
Weight:	~16 g

### Environmental Specifications:

Discharge Temperature:	-20°C to +45°C
Charge Temperature:	-20°C to +45°C
Storage Temperature:	-40°C to +50°C



SION Power Inc., 2900E. Elvira Rd., Tucson, AZ 85756 Tel: +1.520.799.7500 Fax: 1.520.799.7501  
[www.sionpower.com](http://www.sionpower.com)

All specifications are subject to change without notice. The information contained here is for reference only and does not constitute a warranty of performance.

Date: 10/3/08 - Supersedes: 09/28/05

## Anexo VII

### Resultados utilizando a célula de silício

Time[min], flux[W/m<sup>2</sup>], charge[W], energy  
[MJ]

0.0,	0.0,	-2371.8478557,	17.82
0.892301629586,	0.0,	-2371.8478557,	17.6194516229
3.5669881159,	0.0,	-2371.8478557,	17.2721596122
8.01740976691,	0.0,	-2371.8478557,	16.5213423684
14.2325021332,	0.0,	-2371.8478557,	15.6343064088
22.1968135158,	0.0,	-2371.8478557,	14.3358098571
31.8905433818,	0.0,	-2371.8478557,	12.9235265556
43.2895915914,	0.0,	-2371.8478557,	11.0841476201
56.3656183147,	0.0,	-2371.8478557,	9.1688878356
71.0861144889,	0.0,	-2371.8478557,	6.79698739895
87.4144826412,	16.7514499953,	-2178.20779433,	4.48001553809
105.310127876,	91.4538765341,	-1314.67762451,	2.28996268808
124.728558798,	174.142553653,	-358.82959249,	1.51847348126
145.621498131,	264.342779286,	683.848935735,	1.30725430565
167.937002733,	361.26983162,	1804.2868899,	3.19159111334
191.619592746,	463.79332894,	2989.41750952,	6.03710849018
216.610389518,	570.414844268,	4221.9195781,	11.0381498906
242.847261991,	679.26280812,	5480.15850105,	16.9757843971
270.264981167,	788.108279179,	6738.3686083,	24.9812504727
298.795382275,	894.404278558,	7967.10784273,	33.3828969273
328.367534243,	995.350053709,	9134.00062516,	43.6604933656
358.907916042,	1087.97987785,	10204.7643402,	53.006642179
390.340599471,	1169.27378821,	11144.4894265,	68.9507087943

422.587437925, 1236.28470108, 11919.1087749, 88.9540338676  
455.568260685, 1286.27080923, 12496.9281907, 89.0210932533  
489.201072226, 1316.8097903, 12849.9465962, 88.9548376424  
523.402256082, 1325.89124812, 12954.924616, 89.0204387723  
558.086782721, 1312.17451448, 12796.3646618, 88.9553792262  
593.168420943, 1275.27281933, 12369.7958266, 89.0199753618  
628.559952269, 1215.59407283, 11679.9333886, 88.9558029967  
664.173387775, 1134.26314776, 10739.7804272, 89.0195412141  
699.92018685, 1033.14728858, 9570.92154135, 88.9563217501  
735.711477319, 914.814177487, 8203.03811038, 89.0188160963  
771.458276394, 782.431292116, 6672.74490865, 88.9574670656  
807.071711901, 639.62647525, 5021.97834761, 89.0168661441  
842.463243227, 490.322681232, 3296.08621027, 88.9608005849  
877.544881449, 338.558874046, 1541.75730472, 89.0134842376  
912.229408087, 188.309209824, -195.06871382, 88.7915703838  
946.430591943, 43.3122362266, -1871.17572981, 86.8555927695  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 82.2070415759  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 77.6367548482  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 72.9479298237  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 68.5535785717  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 64.1441622064  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 59.9870048045  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 55.88481304  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 52.0175892272  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 48.255176325  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 44.7224012905  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 41.3325304162



1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 38.1729252385  
1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 35.1864115167  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 32.4337077279  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 29.8783146204  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 27.5614707075  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 25.4612411155  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 23.6044419727  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 21.979244309  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 20.6018253105  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 19.4670276261  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 18.58338482  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 17.949618752  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 17.5691351284  
1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 17.4421311141

### **Resultados utilizando a célula de CIGS**

Time[min], flux[W/m<sup>2</sup>], charge[W], energy  
[MJ]  
0.0, 0.0, -2371.8478557, 17.82  
0.892301629586, 0.0, -2371.8478557, 17.7767719112  
3.5669881159, 0.0, -2371.8478557, 17.2701027921  
8.01740976691, 0.0, -2371.8478557, 16.6828718999  
14.2325021332, 0.0, -2371.8478557, 15.6256853758  
22.1968135158, 0.0, -2371.8478557, 14.5065949237  
31.8905433818, 0.0, -2371.8478557, 12.9024408927  
43.2895915914, 0.0, -2371.8478557, 11.2713960334  
56.3656183147, 0.0, -2371.8478557, 9.12610423378

71.0861144889, 0.0, -2371.8478557, 7.01336207946  
87.4144826412, 16.7514499953, -2211.43597054, 4.3861381358  
105.310127876, 91.4538765341, -1496.08553401, 2.43423975854  
124.728558798, 174.142553653, -704.258761916, 0.875770691239  
145.621498131, 264.342779286, 159.498598744, 0.952542704407  
167.937002733, 361.26983162, 1087.6720519, 1.47221400834  
191.619592746, 463.79332894, 2069.43706223, 3.87861202653  
216.610389518, 570.414844268, 3090.44469301, 7.1247480192  
242.847261991, 679.26280812, 4132.77279486, 12.3706590914  
270.264981167, 788.108279179, 5175.07702572, 18.3949888409  
298.795382275, 894.404278558, 6192.96751578, 26.3401117499  
328.367534243, 995.350053709, 7159.62425862, 34.6504776465  
358.907916042, 1087.97987785, 8046.64745455, 44.7575355039  
390.340599471, 1169.27378821, 8825.1179402, 54.2655375461  
422.587437925, 1236.28470108, 9466.81444182, 68.9466501751  
455.568260685, 1286.27080923, 9945.48141349, 88.6171420095  
489.201072226, 1316.8097903, 10237.9226962, 89.3063465841  
523.402256082, 1325.89124812, 10324.8867363, 89.1765443452  
558.086782721, 1312.17451448, 10193.5352949, 89.3081769125  
593.168420943, 1275.27281933, 9840.16466221, 89.1741377474  
628.559952269, 1215.59407283, 9268.68098571, 89.311271835  
664.173387775, 1134.26314776, 8489.85604728, 89.1701841745  
699.92018685, 1033.14728858, 7521.57057973, 89.3163429931  
735.711477319, 914.814177487, 6388.41270792, 89.1635939687  
771.458276394, 782.431292116, 5120.71419761, 89.3250925788  
807.071711901, 639.62647525, 3753.2152713, 89.1516476698  
842.463243227, 490.322681232, 2323.48213978, 89.3417338337

877.544881449, 338.558874046, 870.191922166, 89.1316086551  
912.229408087, 188.309209824, -568.598862426, 89.1205583348  
946.430591943, 43.3122362266, -1957.08988159, 86.3382344516  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 81.8952964116  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 77.1332761103  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 72.5945984046  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 68.0802320445  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 63.7682796469  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 59.5311182467  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 55.4950580234  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 51.5729427959  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 47.8561757327  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 44.2854494429  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 40.927067523  
1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 37.7414384959  
1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 34.7763035839  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 32.0061817478  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 29.4648246445  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 27.1368310167  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 25.0452948572  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 23.1818809374  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 21.5615552044  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 20.1807046336  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 19.0481742934  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 18.1631727745  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 17.5300968334  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 17.1493628023

1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 17.0223911113

### Resultados utilizando a célula de junção tripla

Time[min], flux[W/m<sup>2</sup>], charge[W], energy  
[MJ]

0.0, 0.0, -2371.8478557, 17.82

0.892301629586, 0.0, -2371.8478557, 17.8591324842

3.5669881159, 0.0, -2371.8478557, 17.2683190846

8.01740976691, 0.0, -2371.8478557, 16.7689222261

14.2325021332, 0.0, -2371.8478557, 15.6180391202

22.1968135158, 0.0, -2371.8478557, 14.6011366167

31.8905433818, 0.0, -2371.8478557, 12.8829305033

43.2895915914, 0.0, -2371.8478557, 11.3823710971

56.3656183147, 0.0, -2371.8478557, 9.08362796331

71.0861144889, 0.0, -2371.8478557, 7.15645942618

87.4144826412, 16.7514499953, -2030.39970015, 4.35425081246

105.310127876, 91.4538765341, -507.725199527, 3.36694060927

124.728558798, 174.142553653, 1177.73464392, 2.83587860659

145.621498131, 264.342779286, 3016.30388304, 5.93684057012

167.937002733, 361.26983162, 4991.98737618, 9.82591607789

191.619592746, 463.79332894, 7081.74432675, 17.1287047596

216.610389518, 570.414844268, 9255.03199798, 24.2908299419

242.847261991, 679.26280812, 11473.7018148, 34.2506619874

270.264981167, 788.108279179, 13692.3208205, 40.6365307123

298.795382275, 894.404278558, 15858.973435, 58.2441687713

328.367534243, 995.350053709, 17916.5713591, 88.6889456321

358.907916042, 1087.97987785, 19804.6635904, 88.8401267864

390.340599471, 1169.27378821, 21461.6936242, 88.6904811549

422.587437925, 1236.28470108, 22827.5904633, 88.8393054433  
455.568260685, 1286.27080923, 23846.467303, 88.6906642997  
489.201072226, 1316.8097903, 24468.9494619, 88.8397271157  
523.402256082, 1325.89124812, 24654.0586329, 88.6896344205  
558.086782721, 1312.17451448, 24374.4677078, 88.8414054967  
593.168420943, 1275.27281933, 23622.2930753, 88.6872242039  
628.559952269, 1215.59407283, 22405.8492496, 88.8446880609  
664.173387775, 1134.26314776, 20748.0647378, 88.6828443273  
699.92018685, 1033.14728858, 18686.9999569, 88.8505266455  
735.711477319, 914.814177487, 16274.9924869, 88.6749454746  
771.458276394, 782.431292116, 13576.6056578, 88.8615522445  
807.071711901, 639.62647525, 10665.7865146, 88.6587136254  
842.463243227, 490.322681232, 7622.49742039, 88.8876648073  
877.544881449, 338.558874046, 4529.06538575, 88.6095575529  
912.229408087, 188.309209824, 1466.49642998, 89.0159345767  
946.430591943, 43.3122362266, -1489.00588224, 87.2769006395  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 83.2992413166  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 78.4567346545  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 73.9624124779  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 69.4172634934  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 65.1287968376  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 60.8728674371  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 56.8521786856  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 52.9173051979  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 49.2111983628  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 45.6315442445  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 42.2806324798

1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 39.0887753698  
1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 36.1288014971  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 33.3544396861  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 30.8165259658  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 28.4857774143  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 26.3964031939  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 24.5313347853  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 22.9122337556  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 21.5305168465  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 20.3985609674  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 19.5132142205  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 18.8803140036  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 18.4995161219  
1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 18.3725526788

## Anexo VIII

### Resultados utilizando a bateria de ião-lítio

Time[min], flux[W/m<sup>2</sup>], charge[W], energy  
[MJ]

0.0,	0.0,	-2371.8478557,	17.82144
0.892301629586,	0.0,	-2371.8478557,	17.5681347318
3.5669881159,	0.0,	-2371.8478557,	17.2743354335
8.01740976691,	0.0,	-2371.8478557,	16.4685105106
14.2325021332,	0.0,	-2371.8478557,	15.6388735322
22.1968135158,	0.0,	-2371.8478557,	14.2795508545
31.8905433818,	0.0,	-2371.8478557,	12.9328204006
43.2895915914,	0.0,	-2371.8478557,	11.0214417249
56.3656183147,	0.0,	-2371.8478557,	9.18711057591
71.0861144889,	0.0,	-2371.8478557,	6.72095793076
87.4144826412,	16.7514499953,	-2085.39806078,	4.5496719767
105.310127876,	91.4538765341,	-807.986566964,	2.5356867596
124.728558798,	174.142553653,	605.989811769,	3.00395412866
145.621498131,	264.342779286,	2148.41367009,	4.19341156597
167.937002733,	361.26983162,	3805.86626501,	8.21219006784
191.619592746,	463.79332894,	5559.01806917,	13.2143328592
216.610389518,	570.414844268,	7382.24598128,	20.9816373801
242.847261991,	679.26280812,	9243.54616316,	28.8225721279
270.264981167,	788.108279179,	11104.8037183,	38.9432985776
298.795382275,	894.404278558,	12922.4653077,	46.4742328239
328.367534243,	995.350053709,	14648.6380627,	64.0329897898
358.907916042,	1087.97987785,	16232.6080555,	89.2693852759
390.340599471,	1169.27378821,	17622.7339227,	89.3343648599

422.587437925, 1236.28470108, 18768.6205327, 89.2708045725  
455.568260685, 1286.27080923, 19623.3829821, 89.3331459858  
489.201072226, 1316.8097903, 20145.5995584, 89.2718816839  
523.402256082, 1325.89124812, 20300.8924871, 89.3321587167  
558.086782721, 1312.17451448, 20066.3363419, 89.2728309363  
593.168420943, 1275.27281933, 19435.3173549, 89.3311882987  
628.559952269, 1215.59407283, 18414.8107897, 89.2738995575  
664.173387775, 1134.26314776, 17024.051971, 89.3299090947  
699.92018685, 1033.14728858, 15294.970779, 89.2755698335  
735.711477319, 914.814177487, 13271.4745793, 89.327531428  
771.458276394, 782.431292116, 11007.7272395, 89.2792620355  
807.071711901, 639.62647525, 8565.76487109, 89.3212247757  
842.463243227, 490.322681232, 6012.66999337, 89.2914105173  
877.544881449, 338.558874046, 3417.50889049, 89.2931933323  
912.229408087, 188.309209824, 848.239632287, 89.3823855706  
946.430591943, 43.3122362266, -1631.20861622, 88.1026194579  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 83.6561206918  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 79.0693800169  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 74.3840613758  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 69.9896046394  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 65.57914854  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 61.4234145752  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 57.3197215395  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 53.4539433167  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 49.6901994309  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 46.1586170953  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 42.7676978752



1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 39.608999682  
1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 36.6217126711  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 33.8696584755  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 31.3137284176  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 28.9973202141  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 26.8967447857  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 25.0402127428  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 23.4148159  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 22.0375386293  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 20.9026465317  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 20.0190606641  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 19.3852655401  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 19.0047924917  
1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 18.8777871102

### **Resultados utilizando a bateria lítio-enxofre**

Time[ $\text{min}$ ], flux[ $\text{W}/\text{m}^2$ ], charge[ $\text{W}$ ], energy  
[ $\text{MJ}$ ]  
0.0, 0.0, -2371.8478557, 17.82144  
0.892301629586, 0.0, -2371.8478557, 17.5947449595  
3.5669881159, 0.0, -2371.8478557, 17.292484198  
8.01740976691, 0.0, -2371.8478557, 16.5412469531  
14.2325021332, 0.0, -2371.8478557, 15.7105709011  
22.1968135158, 0.0, -2371.8478557, 14.4455119678  
31.8905433818, 0.0, -2371.8478557, 13.0902524869  
43.2895915914, 0.0, -2371.8478557, 11.3307462988  
56.3656183147, 0.0, -2371.8478557, 9.45438884255  
71.0861144889, 0.0, -2371.8478557, 7.23350378388

87.4144826412, 16.7514499953, -2085.39806078, 4.91885220152  
105.310127876, 91.4538765341, -807.986566964, 3.29830329394  
124.728558798, 174.142553653, 605.989811769, 2.92805793838  
145.621498131, 264.342779286, 2148.41367009, 4.66551113865  
167.937002733, 361.26983162, 3805.86626501, 8.43328707498  
191.619592746, 463.79332894, 5559.01806917, 14.4744643411  
216.610389518, 570.414844268, 7382.24598128, 23.012361639  
242.847261991, 679.26280812, 9243.54616316, 33.671053507  
270.264981167, 788.108279179, 11104.8037183, 46.9218472696  
298.795382275, 894.404278558, 12922.4653077, 61.1604810407  
328.367534243, 995.350053709, 14648.6380627, 82.0047418861  
358.907916042, 1087.97987785, 16232.6080555, 88.9778031296  
390.340599471, 1169.27378821, 17622.7339227, 88.8404271756  
422.587437925, 1236.28470108, 18768.6205327, 88.977910293  
455.568260685, 1286.27080923, 19623.3829821, 88.8398112034  
489.201072226, 1316.8097903, 20145.5995584, 88.9790340283  
523.402256082, 1325.89124812, 20300.8924871, 88.8381503716  
558.086782721, 1312.17451448, 20066.3363419, 88.9812946464  
593.168420943, 1275.27281933, 19435.3173549, 88.8351853776  
628.559952269, 1215.59407283, 18414.8107897, 88.9851271942  
664.173387775, 1134.26314776, 17024.051971, 88.8302328282  
699.92018685, 1033.14728858, 15294.970779, 88.9915989722  
735.711477319, 914.814177487, 13271.4745793, 88.8215817064  
771.458276394, 782.431292116, 11007.7272395, 89.0035971685  
807.071711901, 639.62647525, 8565.76487109, 88.803960134  
842.463243227, 490.322681232, 6012.66999337, 89.0319583279  
877.544881449, 338.558874046, 3417.50889049, 88.7504740752

912.229408087, 188.309209824, 848.239632287, 89.1715699374  
946.430591943, 43.3122362266, -1631.20861622, 87.3140141231  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 83.1489582243  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 78.3548966296  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 73.8328821435  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 69.3058741295  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 65.0048095482  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 60.7579017598  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 56.7306385498  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 52.8006036448  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 49.0909183826  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 45.513914013  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 42.1610434177  
1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 38.9706283506  
1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 36.0095997733  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 33.2360025688  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 30.6975408045  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 28.3671795382  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 26.2775364206  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 24.4126506214  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 22.7934290676  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 21.411788716  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 20.2797867968  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 19.3944654785  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 18.7615531639  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 18.3807594746  
1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 18.2537955031

## Resultados utilizando a bateria lítio-ar

Time[min], flux[W/m<sup>2</sup>], charge[W], energy  
[MJ]  
0.0, 0.0, -2371.8478557, 17.8776  
  
0.892301629586, 0.0, -2371.8478557, 17.6249967679  
  
3.5669881159, 0.0, -2371.8478557, 17.3305314104  
  
8.01740976691, 0.0, -2371.8478557, 16.5253430766  
  
14.2325021332, 0.0, -2371.8478557, 15.6951843793  
  
22.1968135158, 0.0, -2371.8478557, 14.3363071965  
  
31.8905433818, 0.0, -2371.8478557, 12.9893506741  
  
43.2895915914, 0.0, -2371.8478557, 11.0780249883  
  
56.3656183147, 0.0, -2371.8478557, 9.24403204819  
  
71.0861144889, 0.0, -2371.8478557, 6.77712075906  
  
87.4144826412, 16.7514499953, -2085.39806078, 4.6073786575  
  
105.310127876, 91.4538765341, -807.986566964, 2.59048407505  
  
124.728558798, 174.142553653, 605.989811769, 3.06743169662  
  
145.621498131, 264.342779286, 2148.41367009, 4.25239770356  
  
167.937002733, 361.26983162, 3805.86626501, 8.27499298895  
  
191.619592746, 463.79332894, 5559.01806917, 13.274241368  
  
216.610389518, 570.414844268, 7382.24598128, 21.0464345833  
  
242.847261991, 679.26280812, 9243.54616316, 28.8877934656  
  
270.264981167, 788.108279179, 11104.8037183, 39.0189096209  
  
298.795382275, 894.404278558, 12922.4653077, 46.5539114469  
  
328.367534243, 995.350053709, 14648.6380627, 64.1163990135  
  
358.907916042, 1087.97987785, 16232.6080555, 89.553540265  
  
390.340599471, 1169.27378821, 17622.7339227, 89.6211209567  
  
422.587437925, 1236.28470108, 18768.6205327, 89.5549739632

455.568260685, 1286.27080923, 19623.3829821, 89.6198964201  
489.201072226, 1316.8097903, 20145.5995584, 89.5560486846  
523.402256082, 1325.89124812, 20300.8924871, 89.6189193632  
558.086782721, 1312.17451448, 20066.3363419, 89.5569797173  
593.168420943, 1275.27281933, 19435.3173549, 89.6179757915  
628.559952269, 1215.59407283, 18414.8107897, 89.5580117306  
664.173387775, 1134.26314776, 17024.051971, 89.616744779  
699.92018685, 1033.14728858, 15294.970779, 89.5596194032  
735.711477319, 914.814177487, 13271.4745793, 89.6144485585  
771.458276394, 782.431292116, 11007.7272395, 89.5632041049  
807.071711901, 639.62647525, 8565.76487109, 89.6082880047  
842.463243227, 490.322681232, 6012.66999337, 89.5751436442  
877.544881449, 338.558874046, 3417.50889049, 89.580584073  
912.229408087, 188.309209824, 848.239632287, 89.665493923  
946.430591943, 43.3122362266, -1631.20861622, 88.3931617029  
980.063403485, 0.0, -2371.8478557, 83.9430152546  
1013.04422624, 0.0, -2371.8478557, 79.3589730191  
1045.2910647, 0.0, -2371.8478557, 74.6715214817  
1076.72374813, 0.0, -2371.8478557, 70.2788011485  
1107.26412993, 0.0, -2371.8478557, 65.8669082708  
1136.83628189, 0.0, -2371.8478557, 61.71237461  
1165.366683, 0.0, -2371.8478557, 57.6076732642  
1192.78440218, 0.0, -2371.8478557, 53.7427443569  
1219.02127465, 0.0, -2371.8478557, 49.978284731  
1244.01207142, 0.0, -2371.8478557, 46.4473047123  
1267.69466144, 0.0, -2371.8478557, 43.0558802485  
1290.01016604, 0.0, -2371.8478557, 39.8976037488

1310.90310537, 0.0, -2371.8478557, 36.9099672229  
1330.32153629, 0.0, -2371.8478557, 34.1582000681  
1348.21718153, 0.0, -2371.8478557, 31.6020370501  
1364.54554968, 0.0, -2371.8478557, 29.2858150771  
1379.26604585, 0.0, -2371.8478557, 27.1850936322  
1392.34207258, 0.0, -2371.8478557, 25.3286732348  
1403.74112079, 0.0, -2371.8478557, 23.703193817  
1413.43485065, 0.0, -2371.8478557, 22.3259749151  
1421.39916204, 0.0, -2371.8478557, 21.1910441386  
1427.6142544, 0.0, -2371.8478557, 20.3074815031  
1432.06467605, 0.0, -2371.8478557, 19.6736745586  
1434.73936254, 0.0, -2371.8478557, 19.2932058041  
1435.63166417, 0.0, -2371.8478557, 19.166199868