| | |
|---|---|
| MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES<br>INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS | **PROJETO:**<br>**EQUARS** |

# Relatório de Análise de Balanço de Potência do Satélite EQUARS

| | | |
|---|---|---|
| **DOCUMENTO:** EQUARS-4223-ANL-001 | | **ESTADO:** APROVADO |
| **DESCRIÇÃO:** | | |
| **DATA:** 17/05/2019 | **EDT:** 4223- ARQUITETURA ELÉTRICA | **PÁGINAS:** 17 |

| AUTORES | | | |
|---|---|---|---|
| **NOME** | **DIVISÃO** | **DATA** | **ASSINATURA** |
| Arcelio Costa Louro | CGETE/DIDSE | 26/9/19 | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |

| REVISORES | | | |
|---|---|---|---|
| **NOME** | **DIVISÃO** | **DATA** | **ASSINATURA** |
| Luiz Celso Gomes Torres | CGETE/DIDEA | 26/09/19 | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |

| APROVADO POR | | | |
|---|---|---|---|
| **NOME** | **DIVISÃO** | **DATA** | **ASSINATURA** |
| Leandro Toss Hoffmann | CGETE/DIDSS | 26/09/19 | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |

| REVISÕES | | | | |
|---|---|---|---|---|
| **REV.** | **DATA** | **MUDANÇAS/ N. PÁG.** | **AUTOR** | **APROVADO POR** |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |

# SUMÁRIO

**1 INTRODUÇÃO ..... 1**

1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO ..... 1

1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA ..... 1

*1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA) ..... 1*

*1.2.2 Documentos de Referência (DR) ..... 1*

1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES ..... 1

*1.3.1 Lista de Acrônimos ..... 1*

**2 INTRODUÇÃO ..... ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**

2.1 DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA DO SATÉLITE ..... 3

**3 BUDGET DE POTÊNCIA PARA O MODO DE OPERAÇÃO NOMINAL ..... ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**

**4 PAINEL SOLAR E BATERIA ..... 6**

**5 BALANÇO DE ENERGIA DO SATÉLITE ..... 5**

5.1 ANÁLISE DO BALANÇO DE POTÊNCIA DO SATÉLITE EQUARS EM MODO NOMINAL ..... 8

**6 EQUIPAMENTOS RESULTANTES ..... 15**

**7 FASE DE AQUISIÇÃO ..... 12**

7.1 DOD DA BATERIA DURANTE A FASE DE AQUISIÇÃO ..... 13

**8 CONCLUSÕES ..... 15**

**ANEXO A ..... 16**

**APÊNDICE A ..... 17**

# LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Tensão da Bateria X Profundidade de descarga (DOD) – Carga e Descarga 20°C. ..... 3
Figura 2 Subsistema de potência. ..... 4
Figura 3 Ângulo de aspecto solar. ..... 8
Figura 4 Iluminação solar efetiva. ..... 9
Figura 5 DOD (%), a energia gerada, o consumo de energia do satélite e a tensão de barramento.9
Figura 6 Detalhe da Figura 3 sobre o DOD (%) e a tensão de barramento. ..... 10
Figura 7 DOD máximo durante o ano simulado. ..... 11
Figura 8 Intervalo de tempo entre o End of Charge (EOC) e o início de uma nova descarga. ..... 11
Figura 9 DOD (%), a energia gerada, o consumo de energia do satélite e a tensão de barramento – Dia 321. 14
Figura 10 Detalhe da Figura 3 sobre o DOD (%) e a tensão de barramento – Dia 321. ..... 14
Figura 11 DOD máximo da bateria durante a fase de aquisição - um ano..... 15

# LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Configuração dos equipamento. ..... 5
Tabela 2 Budget de Potência para o Modo Nominal. ..... 6
Tabela 3 Estimativa de área do painel solar. ..... 7
Tabela 4 Balanço de Energia do satélite. ..... 8
Tabela 5 Consumos de potência da fase de aquisição..... 13
Tabela 6 Resumo dos Consumos de potência da fase de aquisição (*)..... 13
Tabela 7 Equipamentos utilizados na simulação. ..... 15

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO

Este documento e seus anexos apresentam os dados do Relatório de Análise de Balanço de Potência do Satélite EQUARS.

## 1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA

### 1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA)

[DA-1] EQUARS-2100-SEP-001-A Plano de Engenharia de Sistemas

### 1.2.2 Documentos de Referência (DR)

[DR-1]

## 1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES

### 1.3.1 Lista de Acrônimos

**BOL** Begin of Life

**DOD** Deep Of Discharge

**EGSE** Electrical Ground Support Equipment

**EOC** End of Charge

**EOL** End od Life

**PCDU** Unidade de Controle e Distribuição de Energia

**SADA** Solar Array Drave Assembly

**SAG** Solar Array Generator

**TBC** To Be Confirmed.

**TBD** To Be Defined.

**NOM** Modo Nominal

# 2 CONSIDERAÇÕES

Na sessão seguinte, o Budget de Energia da Amazônia 1 será apresentado para o modo de operação Nominal e durante a fase de lançamento e aquisição. Outros modos de operação serão considerados nas próximas fases do projeto.

O perfil de potência para o modo Nominal (NOM) foi definido em uma abordagem conservadora e uma simulação foi realizada para verificar a compatibilidade profundidade de Descarga da Bateria (DOD) com o tempo de vida da missão.

Para analisar a capacidade de recarregar a bateria durante a órbita (18 graus e 635km), a avaliação DOD (Deep Of Discharge) da bateria será realizada por um ano, considerando os seguintes pontos:

• Duração da missão: 3 anos;

• Capacidade da bateria em BOL: 24Ah;

• Degradação da bateria na EOL: 30% (estimativa inicial);

• DOD típico da bateria na condição nominal: 40%;

• fator de recarga da bateria de 10% (Design);

• Tensão da bateria Carregamento e Descarga variando conforme Figura 1;

• Todas as órbitas durante um ano inteiro;

• Período de órbita: 97 minutos (em Eclipse: em torno de 35,45 minutos e em luz solar: em torno de 61,74 minutos);

• Operação de carga útil: sempre ligado ;

• Downlink de dados de carga útil no Sunlight (Transmissor ligado): 15 min ;

• Potência gerada por SAG BOL: 472W (@ + 80Deg, 35V);

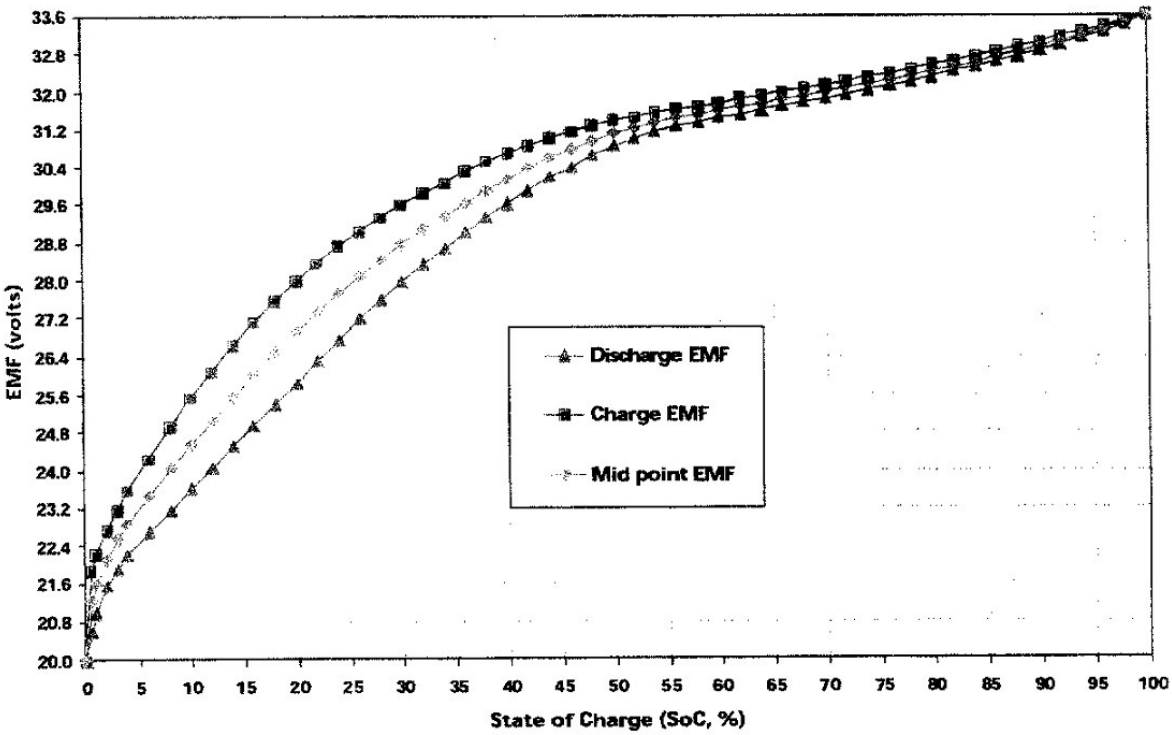


Figura 1 Tensão da Bateria X Profundidade de descarga (DOD) – Carga e Descarga 20°C.

## 2.1 DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA DO SATÉLITE

A arquitetura elétrica do EQUARS será baseada em um projeto modular para permitir a qualificação, validação e integração independentes dos vários módulos do equipamento. É baseado em um barramento não regulado; uma Unidade de Controle e Distribuição de Energia (PCDU) microprocessada; uma bateria de lítio-íon como fonte secundária de energia, que é recarregada por um gerador de matriz solar de asa dupla usando células solares avançadas de junção tripla. Um conjunto de linhas de energia localizadas no PCDU distribui a energia para as cargas.

As linhas de energia para as cargas do EQUARS são fornecidas pela PCDU com base em um barramento de força primário não regulado, retirado diretamente da bateria. Esta configuração tem a vantagem de maior simplicidade e robustez da eletrônica de controle quando comparada a várias topologias de regulagem de barramento e rastreamento de ponto de potência máxima.

O barramento não regulado implica que todo o equipamento tenha que gerenciar a energia recebida, tendo que atender a ampla faixa de tensão de barramento. A faixa de tensão de 22V a 33,6V é compatível com a faixa de tensão de entrada da maioria dos conversores DC / DC disponíveis para aplicações espaciais.

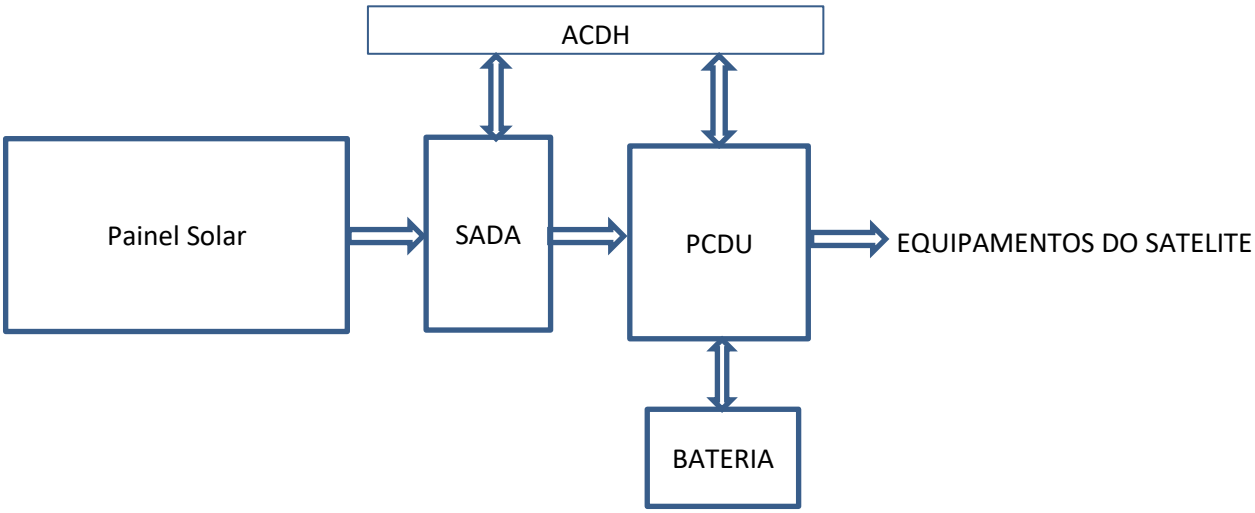


Figura 2 Subsistema de potência.

# 3 BALANÇO DE ENERGIA DO SATÉLITE

## 3.1 BUDGET DE POTÊNCIA PARA O MODO DE OPERAÇÃO NOMINAL

A definição do Balanço de Potência do satélite EQUARS para o modo de operação nominal é mostrado nas figuras 1 e 2.

| SUB-SYSTEM | EQUIPMENT | CONS. (W) (Unit.) | Total QTY | Voltage | E (%) | C (%) | M (%) | QTY Used | DUTY CYCLE (%) | TOTAL POWER (W) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Power | PCDU | 9,6965217 | 1 | 22-33,6V | 0% | 100% | 0% | 1 | 0% | 10,6662 |
| | Battery | 0 | 1 | 0 | 0% | 100% | 0% | 1 | 0% | 0 |
| | Solar Panel | 0 | 2 | 0 | 0% | 100% | 0% | 2 | 0% | 0 |
| | SADA | 4 | 1 | 22-33,6V | 0% | 100% | 0% | 1 | 0% | 4,4 |
| ACDH | OBDH | 30 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 31,5 |
| | Magnetotorquer | 2,8 | 3 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 3 | 0% | 8,82 |
| | Sensor Solar | 0,01 | 8 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 8 | 0% | 0,084 |
| | Magnetometro | 0,85 | 2 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 2 | 0% | 1,785 |
| | GPS | 0 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 0 |
| | Star Sensor | 1,5 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 1,575 |
| | Giro | 5 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 5,25 |
| | RW | 20 | 4 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 4 | 50% | 42 |
| Comms | Transponder Unit S band | 20 | 2 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 21 |
| | Transmitter Stby | 5 | 2 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 2 | 0% | 10,5 |
| | S band Antenna | 0 | 2 | 0 | 0% | 0% | 100% | 2 | 0% | 0 |
| Termica | Termica | 6 | 1 | 22-33,6V | 100% | 0% | 0% | 1 | 0% | 7,2 |
| Structure | Primmary structure | 0 | 1 | 0 | 0% | 0% | 0% | 1 | 0% | 0 |
| | Secondary Structure | 0 | 1 | 0 | 0% | 0% | 0% | 1 | 0% | 0 |
| Payload | GROM | 23 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 24,15 |
| | GLOW | 9,5 | 1 | 22-33,6V | 0% | 0% | 100% | 1 | 0% | 9,975 |
| | IONEX | 7,46 | 1 | 22-33,6V | 100% | 0% | 0% | 1 | 0% | 8,952 |
| | ELISA | 6,4 | 1 | 22-33,6V | 100% | 0% | 0% | 1 | 0% | 7,68 |
| | APEX | 3,2 | 1 | 22-33,6V | 100% | 0% | 0% | 1 | 0% | 3,84 |

Tabela 1 Configuração dos equipamentos.

Essas tabelas considera o seguinte estado de desenvolvimento dos equipamentos como incertezas (DA 1):

E (Estimado): 20% incerteza
C (calculado): 10% incerteza
M (Medido): 5% incerteza

A Tabela 2 mostra o Budget de Potência do Modo Nominal, esta tabela é um resumo dos subsistemas da Tabela 1.

| SUB-SYSTEM | TOTAL CONS. POWER (W) |
|---|---|
| **Power** | 15,066174 |
| **ACDH** | 91,014 |
| **Comms (TX Off)** | 10,5 |
| **Comms (TX ON)** | 31,5 |
| **Termica** | 7,2 |
| **Perda na cablagem (2%)** | 4,1975435 |
| TOTAL PLATFORM (TX OFF) | 127,97772 |
| TOTAL PLATFORM (TX ON) | 148,97772 |
| TOTAL PAYLOAD (ON) | 54,597 |
| Payload (Stby) | 54,597 |
| TOTAL SATELLITE (TX OFF) | 182,57472 |

Tabela 2 Budget de Potência para o Modo Nominal.

## 3.2 PAINEL SOLAR E BATERIA

A Tabela 3 abaixo mostra o cálculo da estimativa do painel solar e da bateria.

| | | | |
|---|---|---|---|
| ORBIT PERIOD | 97,000 | | min |
| ECLIPSE | 35,000 | | min |
| Transmitter OPERATION | 15,000 | | min |
| PLATFORM POWER | 127,978 | | W |
| Transmitter ON | 21,000 | | W |
| PAYLOAD POWER (ON) | 54,597 | | W |
| PAYLOAD POWER (STANDBY) | 54,597 | | W |
| PAYLOAD MEAN POWER (SUNLIT) | 59,678 | | W |
| PAYLOAD MEAN POWER (ECLIPSE) | 54,597 | | W |
| | | | |
| | ECLIPSE | SUNLIGHT | |
| PLATFORM POWER | 127,978 | 127,978 | W |
| PAYLOAD POWER | 54,597 | 59,678 | W |
| | | | |
| TOTAL Power | 182,575 | 187,655 | W |
| Total Current | 5,533 | 5,687 | A |
| | | 5,687 | A |
| TIME DURATION | 35,000 | 62,000 | min |
| BATTERY DISCHARGE | 3,227 | | Ah |
| BATTERY ALLOWED DOD | 40,000 | | % |
| BATTERY DISCHARGE MEAN VALUE | 33,000 | | V |
| BATTERY CHARGE MEAN VALUE | 33,000 | | V |
| BATTERY CHARGE MAX VALUE (-10deg) | 33,600 | | V |
| BATTERY ESTIMATED CAPACITY | 8,068 | | Ah |
| RECHARGE FACTOR | 10,000 | | % |
| BATTERY recharge capacity | 3,550 | | Ah |
| BATTERY CHARGE CURRENT REQUIRED | | 3,436 | A |
| BATTERY CHARGE CURRENT AVAILABLE | | 4,518 | A |
| SATELLITE CURRENT | | 9,122 | A |
| SAG MIN VOLTAGE | | 35,956 | V |
| PCU EFFICIENCY (SERIAL CONTROLER) | | 97,000 | % |
| | | | |
| SAG POWER | | 327,993 | W |
| **TOTAL SAG POWER** | | **327,993** | **W** |
| | | | |
| SAG TEMPERATURE VARIATION | 52,000 | | Deg |
| Vmp AsGa | -1,900 | | mV/Deg C |
| POWER DECAY | | 0,245 | |
| RADIATION DEGRADATION | 0,97 | 1x10E13 EOL | 1 Mev |
| MISMATCH | 0,98 | | |
| CALIBRATION | 0,980 | | |
| SOLAR FLUX DECAY | 1,000 | | |
| LOSS OF ONE STRING | 0,980 | | |
| RANDON LOSS | 0,980 | | |
| UV DEGRAD | 0,980 | | |
| MAX POWER DEVIATION | 0,970 | | |
| OCUPATION FACTOR | 0,760 | | |
| MISALIGNMENT | 1,000 | | Deg |
| SOLAR ANGLE (estimated max value) | 38,000 | | Deg |
| SOLAR FLUX | 1326,000 | | W/m2 |
| SOLAR CELLS EFFICIENCY GaAs/Ge | 27,5% | | |
| SAG MAX AREA | **2,25** | | m2 |
| SAG POWER | | 366,900 | W |
| SAG Current | | 10,204 | A |
| | | | |
| | | | |
| **Solar panel Margin (EOL)** | | **11,862** | **%** |

Tabela 3 Estimativa de área do painel solar.

A Tabela 4 abaixo mostra o cálculo do balanço de energia do satélite EQUARS na órbita na pior condição de funcionamento do satélite, restado ainda uma margem de sistema de mais de 25%.

| | | | |
|---|---|---|---|
| ORBIT PERIOD | 97,000 | | min |
| ECLIPSE | 35,000 | | min |
| Transmitter OPERATION | 15,000 | | min |
| PLATFORM Energy | | 206,897 | Wh |
| Transmitter Energy (ON) | | 5,250 | Wh |
| PAYLOAD Energy (ON) | | 88,265 | Wh |
| | | | |
| | | | |
| Total Satellite Required Energy per orbit | | 300,412 | Wh |
| | | | |
| Generated Energy in Sunlight | | 379,130 | Wh |
| | | | |
| Energy Margin (worst case) | | 26,203 | % |

Tabela 4 Balanço de Energia do satélite.

## 3.3 ANÁLISE DO BALANÇO DE POTÊNCIA EM MODO NOMINAL

Considerando o resumo da Tabela 2 acima, foram simuladas todas as órbitas durante um ano para verificar a pior condição do DOD. Foram considerados todos as payloads ligadas durante toda a órbita. A Figura 3 mostra o ângulo dos painéis solares em relação ao Sol durante um ano, a Figura 4 mostra a Iluminação Efetiva disponível para geração durante um ano e a Figura 5 mostra o DOD (%), a energia gerada, o consumo de energia do satélite e a tensão de barramento no pior dia (pior dia do ponto de vista DOD). Como pode ser visto, o pior DOD é menor que 21%, que foi alcançado considerando a capacidade total da bateria EOL de 16,8Ah (degradação de 30% para final de vida).

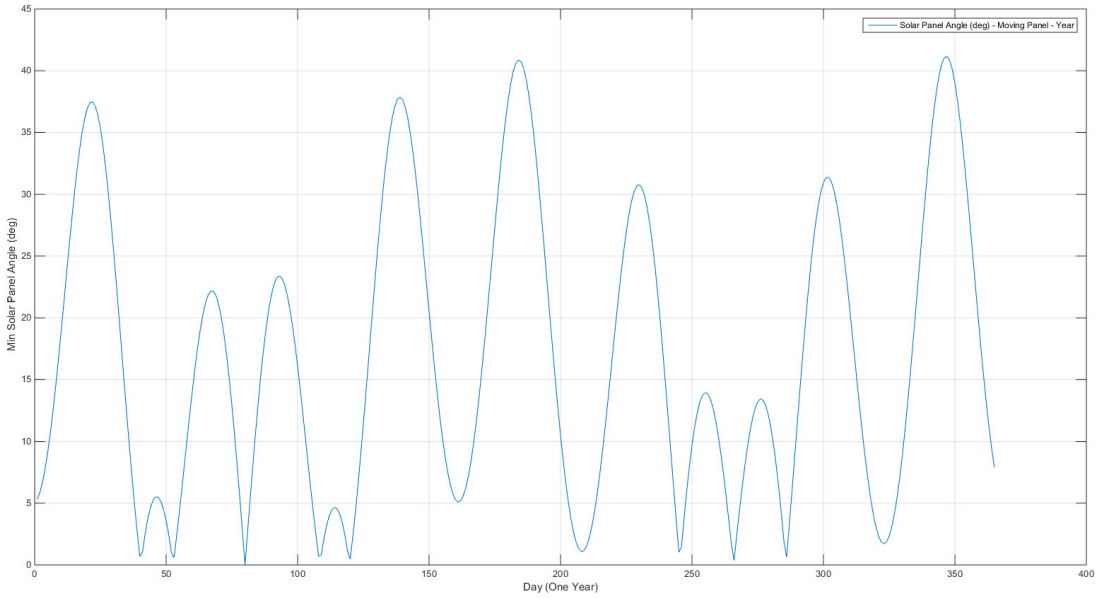


Figura 3 Ângulo de aspecto solar.

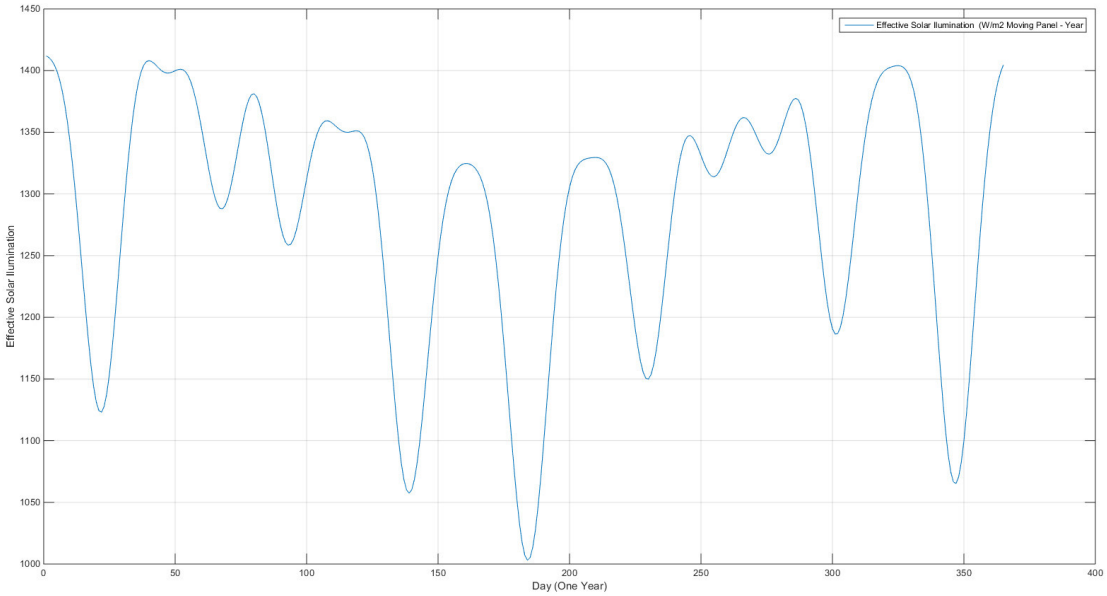


Figura 4 Iluminação solar efetiva.

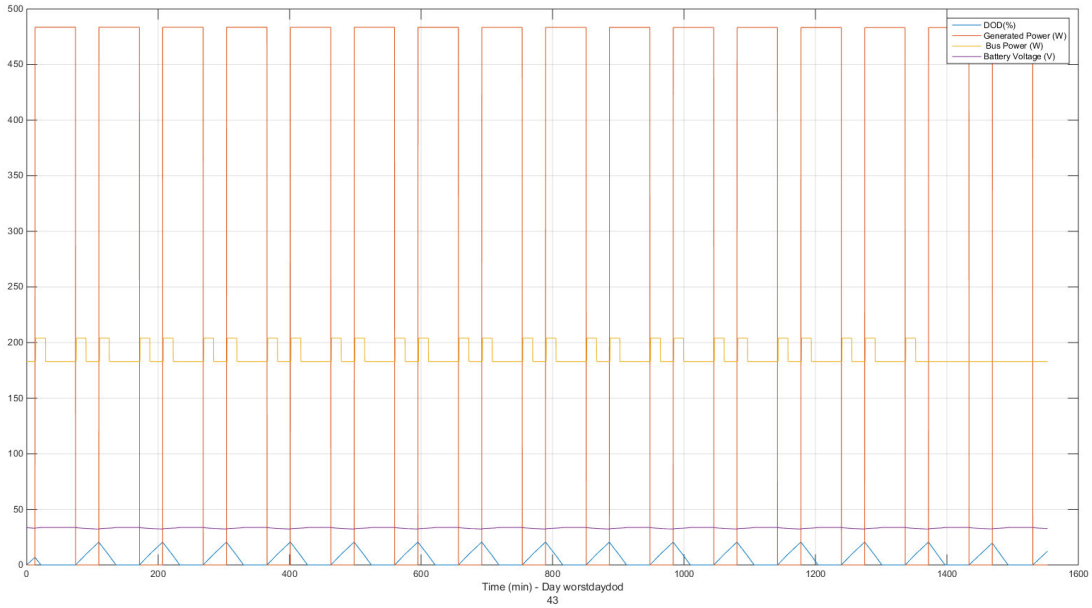


Figura 5 DOD (%), a energia gerada, o consumo de energia do satélite e a tensão de barramento.

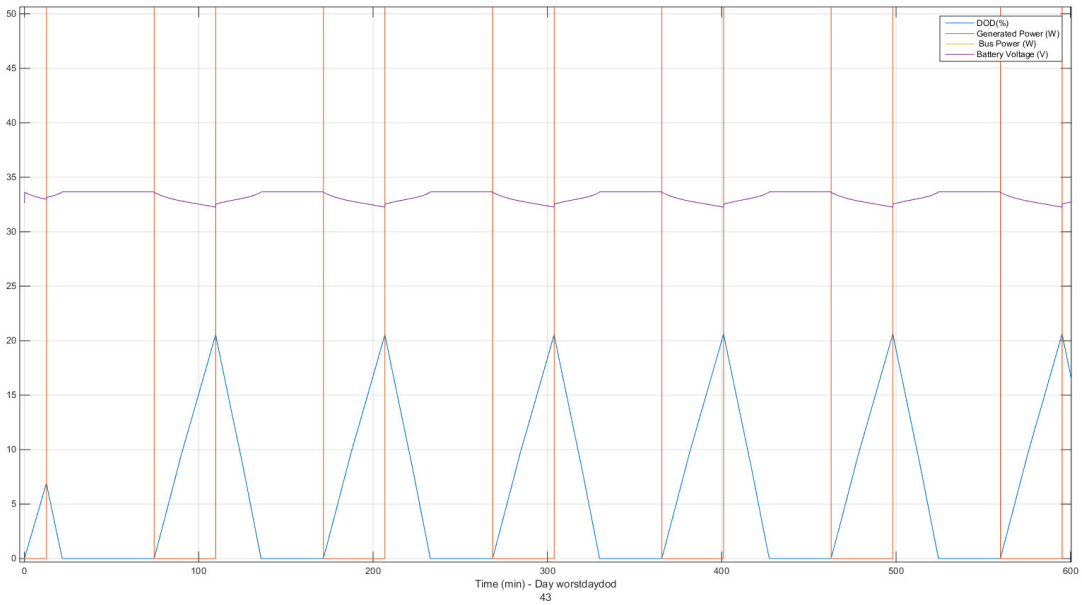


Figura 6 Detalhe da Figura 3 sobre o DOD (%) e a tensão de barramento.

A Figura 7 mostra o DOD máximo durante o ano simulado, que chega a 21% para o dia 43. Este DOD é compatível com a exigência de um DOD típico de 40% considerando o armazenamento de todos os dados dos experimentos em toda a órbita e o descarregamento em toda passagem com tempo de 15 minutos em cada órbita. Com essa informação, é possível concluir que a bateria pode ser recarregada em cada órbita, o DOD é compatível com o requisito e o satélite sobreviverá à vida útil da missão.

A Figura 8 mostra o intervalo de tempo entre o End of Charge (EOC) e o início de uma nova descarga, que foi simulado por um ano. No pior dia, temos mais de 24 minutos de margem para recarregar a bateria em cada órbita.

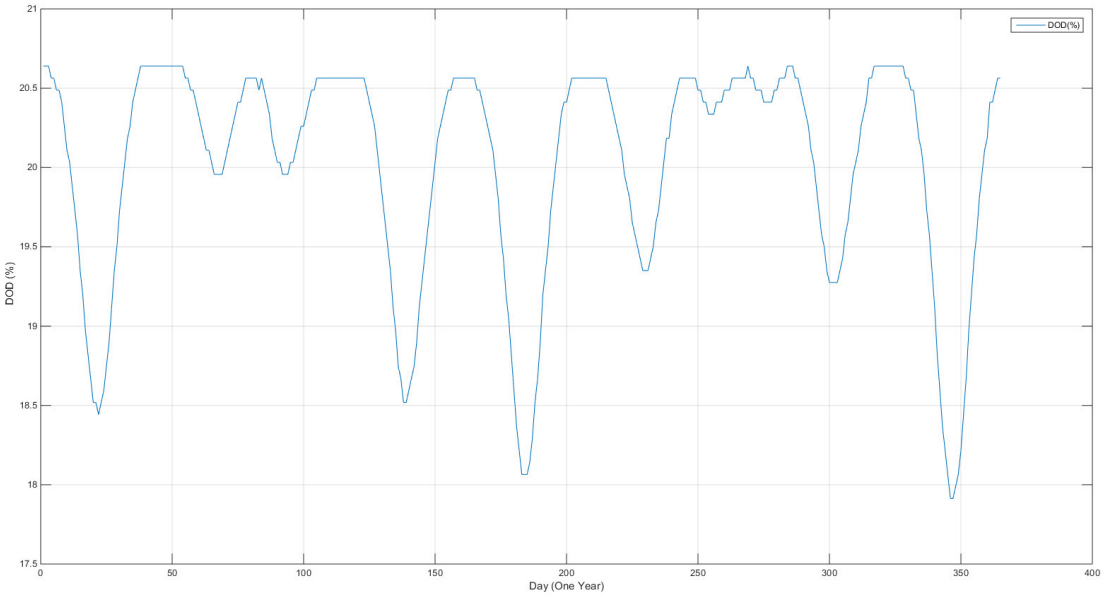


Figura 7 DOD máximo durante o ano simulado.

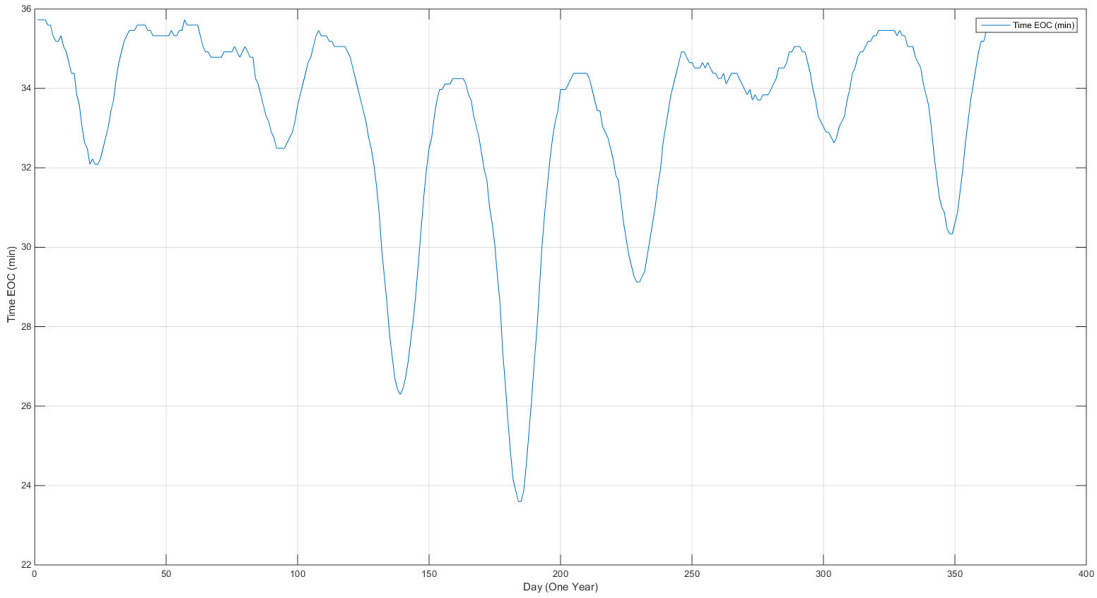


Figura 8 Intervalo de tempo entre o End of Charge (EOC) e o início de uma nova descarga.

## 3.4 BUDGET DE POTÊNCIA PARA O LANÇAMENTO E FASE DE AQUISIÇÃO

A simulação do consumo do satélite durante o lançamento e na Fase de Aquisição foi realizada considerando as sub-fases, conforme estabelecido na Tabela 5. A Tabela 6 resume o consumo de energia dos equipamentos em cada sub-fase durante a Fase de Aquisição.

Condições iniciais:

- Potência gerada pelo SAG BOL: 472W (@ +80Deg, 35V) considerando 10 graus de erro de apontamento no modo de emergência;
- Janela de lançamento de 20 minutos – sem carregamento da bateria nesta fase;
- Desligamento dos EGSE´s 30 minutos antes do lançamento – sem carregamento da bateria nesta fase;

Tabela 5 Consumos de potência da fase de aquisição.

| EQUARS POWER BUDGET | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Sub-Systems | | Power | | a) Pre Lift OFF | | b) LMP | | c) SDS | | d) SAS | | e) BHS RW | | f) BHS GPS/Star | |
| SUB-SYSTEM | EQUIPMENT | Cons. Nom. (W) (unit) | Cons. Stby (W) (unit) | QTY Used | Total Power | QTY Used | Total Power | QTY Used | Total Power | QTY Used | Total Power | QTY Used | Total Power | QTY Used | Total Power |
| Power | PCDU | 9,70 | 10,00 | 1 | 10,67 | 1 | 10,67 | 1 | **10,67** | 1 | **10,67** | 1 | **10,67** | 1 | **10,67** |
| | Battery | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 2 | 0,00 | 2 | 0,00 | 2 | 0,00 |
| | Solar Panel | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 2 | 0,00 | 2 | 0,00 | 2 | 0,00 |
| | SADA | 4,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 2 | 0,00 | 2 | 8,80 | 2 | 8,80 | 2 | 8,80 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 10,67 | | 10,67 | | 10,67 | | 19,47 | | 19,47 | | 19,47 |
| ACDH | OBDH | 30,00 | 30,00 | 1 | 31,50 | 1 | 31,50 | 1 | 31,50 | 1 | 31,50 | 1 | 31,50 | 1 | 31,50 |
| | Magnetotorquer | 2,80 | 2,80 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 3 | 8,82 | 3 | 8,82 | 3 | 8,82 | 3 | 8,82 |
| | Sensor Solar | 0,01 | 0,01 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 8 | 0,08 | 8 | 0,08 | 8 | 0,08 | 8 | 0,08 |
| | Magnetometro | 0,85 | 0,85 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 2 | 1,79 | 2 | 1,79 | 2 | 1,79 | 2 | 1,79 |
| | GPS | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 |
| | Star Sensor | 1,50 | 1,50 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 1 | 1,58 | 1 | 1,58 | 1 | 1,58 | 1 | 1,58 |
| | Giro | 5,00 | 5,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 1 | 5,25 | 1 | 5,25 | 1 | 5,25 | 1 | 5,25 |
| | RW | 20,00 | 4,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 4 | 84,00 | 4 | 84,00 | 4 | 84,00 | 4 | 84,00 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 31,50 | | 31,50 | | 133,01 | | 133,01 | | 133,01 | | 133,01 |
| Comms | Transponder Unit S band | 20,00 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 21,00 | 1 | 21,00 | 1 | 21,00 | 1 | 21,00 |
| | Transmitter Stby | 5,00 | 5,00 | 2 | 10,50 | 2 | 10,50 | 2 | 10,50 | 2 | 10,50 | 2 | 10,50 | 2 | 10,50 |
| | S band Antenna | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 | 1 | 0,00 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 10,50 | | 10,50 | | 31,50 | | 31,50 | | 31,50 | | 31,50 |
| Térmica | Termica | 6,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 1 | 7,20 | 1 | 7,20 | 1 | 7,20 | 1 | 7,20 | 1 | 7,20 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 0,00 | | 7,20 | | 7,20 | | 7,20 | | 7,20 | | 7,20 |
| Structure | Primmary structure | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| | Secondary Structure | 0,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 |
| Payload | GROM | 23,00 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| | GLOW | 9,50 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| | IONEX | 7,46 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| | ELISA | 6,40 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| | APEX | 3,20 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 | 0 | 0,00 |
| TOTAL SUBSYSTEM | | | | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 | | 0,00 |
| TOTAL SATELLITE | | | | | 52,67 | | 59,87 | | 182,38 | | 191,18 | | 191,18 | | 191,18 |

Tabela 6 Resumo dos Consumos de potência da fase de aquisição (*).

| Acquisition Mode Summary | | | |
|---|---|---|---|
| Sub-Phase | Time (minutes) | Elapsed Time (minutes) | Satellite Power Consumption (W) |
| a) Pre Lift OFF | 50,00 | 50,00 | 52,67 |
| b) Launch Mission Sub-phase (LMP) | 16,00 | 66,00 | 59,87 |
| c) SAG Deployment Sub-phase (SDS) | 5,00 | 71,00 | 182,38 |
| d) Sun Acquisition Sub-Phase (SAS) | 100,00 | 171,00 | 191,18 |
| e) RW Desaturation Decrease Speed (BHS RW) | 405,00 | 576,00 | 191,18 |
| f) GPS/Star Tracker ON (BHS GPS/Star) | 1440,00 | 2016,00 | 191,18 |

(*) A sub-fase a) já inclui o satélite no modo de lançamento (30 min) e janela de lançamento de 20 min sem energia externa.

## 3.5 ANÁLISE DO BALANÇO DE POTÊNCIA DURANTE O LANÇAMENTO E FASE DE AQUISIÇÃO

Considerando o consumo de energia estabelecido no item anterior para cada sub-fase do modo de aquisição e simulando de acordo com a tabela 6, o DOD da bateria pode ser visto na Figura 9.

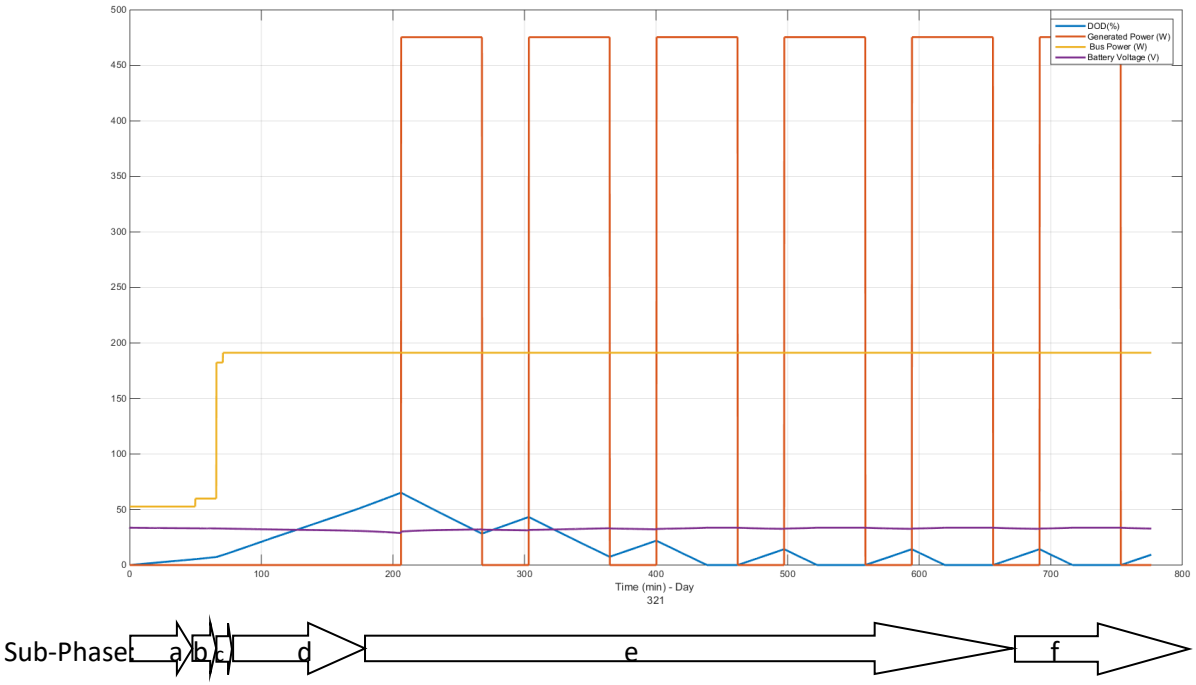


Figura 9 DOD (%), a energia gerada, o consumo de energia do satélite e a tensão de barramento – Dia 321.

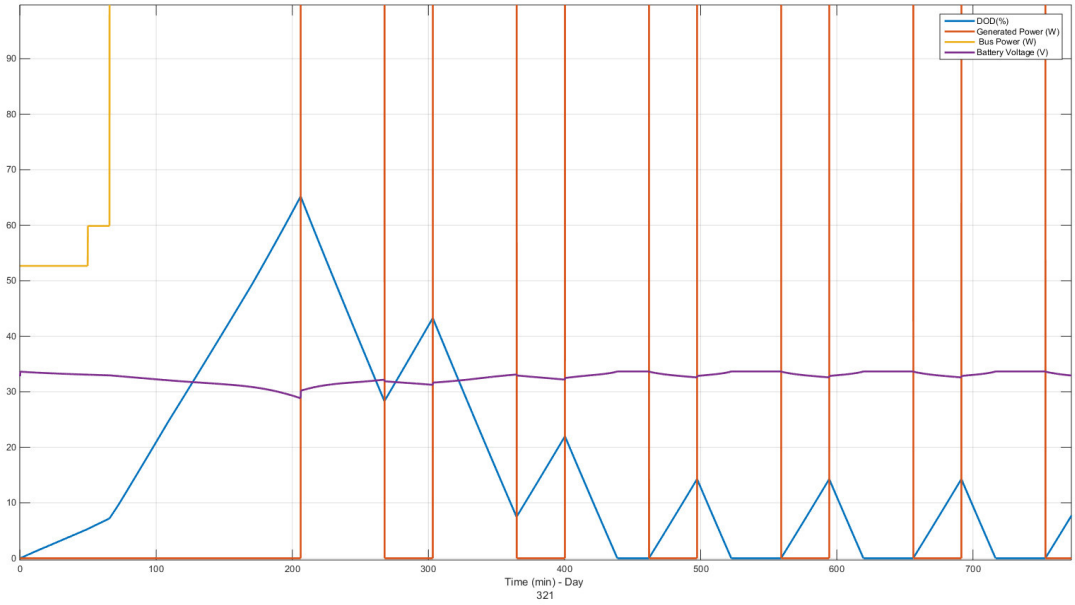


Figura 10 Detalhe da Figura 3 sobre o DOD (%) e a tensão de barramento – Dia 321.

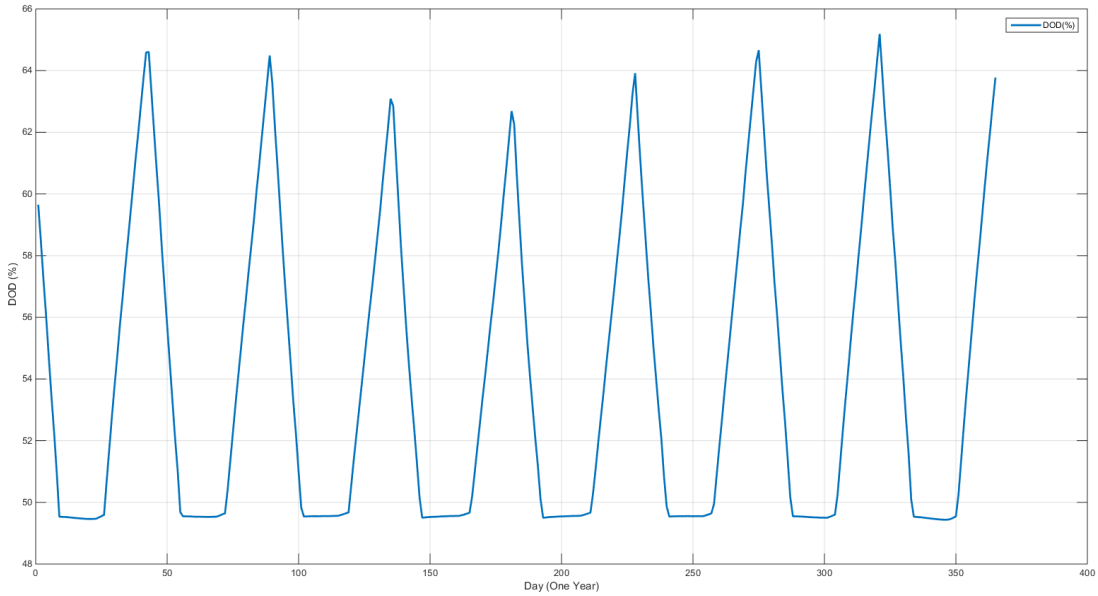


Figura 11 DOD máximo da bateria durante a fase de aquisição - um ano.

O DOD máximo durante a fase de aquisição é inferior a 63%, como pode ser visto na Figura 10 e 11, que ocorre supondo o lançamento no dia 32. Como pode ser visto na Figura 10, o a bateria atinge pouco menos de 30V durante a fase de lançamento e é carregada na terceira órbita após a separação do lançador. Considerando esses resultados, podemos concluir que a fase de aquisição pode ser realizada sem problemas, considerando os consumo e as sub-fases descritas acima.

# 4 Equipamentos Resultantes

A Tabela 7 mostra os equipamentos que foram considerados na simulação.

| EQUIPMENT | Capacity | Total QTY | Dimensões (CxLxA) | Mass (kg) | Contact area | Dissipation Eclipse (W) | Dissipation Sunlight (W) | TRL | MRL | Cost |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| PCDU | 500W | 1 | 400x200x200 | 4,50 | 400x200 | 10 | 25 | | | |
| Battery (LiIon) | 24Ah | 1 | 230x170x95 | 4,50 | 230x170 | 5 | 5 | | | |
| Solar Panel (AsGa) | 470W | 1 | 2,25 m2 | 15,00 | | | | | | |
| SADA | | 1 | 140x140x190 | 3,00 | 140x140 | 4 | 4 | | | |
| Subsystem Total | | | | 27,00 | | | | | | |

Tabela 7 Equipamentos utilizados na simulação.

# 5 CONCLUSÕES

Considerando as exigências impostas pela especificação de sistema e os resultados do item 3, é possível concluir que a EQUARS satisfaz a missão do ponto de vista do balanço energético no modo nominal do satélite e durante o lançamento e a fase de aquisição.

# ANEXO A

# APÊNDICE A

| LISTA DE ITENS *TO BE DEFINED* | | | |
|---|---|---|---|
| **ID** | **DESCRIÇÃO** | **STATUS** | **PREVISÃO DE CONCLUSÃO** |
| TBD-1 | | | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |
| **LISTA DE ITENS *TO BE CONFIRMED*** | | | |
| **ID** | **DESCRIÇÃO** | **STATUS** | **PREVISÃO DE CONCLUSÃO** |
| TBC-1 | aa | | |
| | | | |
| | | | |
| | | | |