



**MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO  
UNIVERSIDADE FEDERAL DO AMAZONAS  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO  
EM ENGENHARIA ELÉTRICA**



**OTIMIZAÇÃO DO CONSUMO DE ENERGIA EM UMA REDE DE SATÉLITES DE  
BAIXA ÓRBITA EM CENÁRIOS DE ALTA VAZÃO**

**RENATA DO NASCIMENTO MOTA MACAMBIRA**

**MANAUS  
2021**

RENATA DO NASCIMENTO MOTA MACAMBIRA

OTIMIZAÇÃO DO CONSUMO DE ENERGIA EM UMA REDE DE SATÉLITES DE  
BAIXA ÓRBITA EM CENÁRIOS DE ALTA VAZÃO

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Amazonas, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Dr. Celso Barbosa Carvalho  
Coorientador: Prof. Dr. José Ferreira de Rezende

MANAUS  
2021

## Ficha Catalográfica

Ficha catalográfica elaborada automaticamente de acordo com os dados fornecidos pelo(a) autor(a).

M114o Macambira, Renata do Nascimento Mota  
Otimização do consumo de energia em uma rede de satélites de  
baixa órbita em cenários de alta vazão / Renata do Nascimento  
Mota Macambira . 2021  
101 f.: il. color; 31 cm.

Orientador: Celso Barbosa Carvalho  
Coorientador: José Ferreira de Rezende  
Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - Universidade  
Federal do Amazonas.

1. Satélites LEO. 2. Eclipse. 3. Roteamento. 4. Vida Útil. 5.  
Bateria. I. Carvalho, Celso Barbosa. II. Universidade Federal do  
Amazonas III. Título

RENATA DO NASCIMENTO MOTA MACAMBIRA

**OTIMIZAÇÃO DO CONSUMO DE ENERGIA EM UMA REDE DE  
SATÉLITES DE BAIXA ÓRBITA EM CENÁRIOS DE ALTA VAZÃO**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Amazonas, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica na área de concentração Controle e Automação de Sistemas.

Aprovado em 24 de setembro de 2021.

BANCA EXAMINADORA

DocuSigned by:

*Celso Barbosa Carvalho*

Prof. Dr. Celso Barbosa Carvalho, Presidente

Universidade Federal do Amazonas

DocuSigned by:

*Edjair de Sousa Mota*

Prof. Dr. Edjair de Sousa Mota, Membro

Universidade Federal do Amazonas

DocuSigned by:

*Cláildek Matos Xavier*

Prof. Dr. Cláildek Matos Xavier, Membro

Centro Gestor e Operacional do Sistema de Proteção da

Amazônia- CENSIPAM

## AGRADECIMENTOS

Trilhar este caminho só foi possível com o apoio, energia e força de várias pessoas, a quem dedico especialmente este projeto de vida.

Primeiramente, agradeço a Deus, pela dádiva da vida e por me permitir realizar tantos sonhos nesta existência.

Agradeço aos meus orientadores, Prof. Celso Barbosa Carvalho e Prof. José Ferreira de Rezende, pela orientação, competência, profissionalismo e dedicação tão importantes.

Aos membros da banca examinadora, Prof. Edjair de Souza Mota e Prof. Clahildek Matos Xavier, que tão gentilmente aceitaram participar e colaborar com esta dissertação.

Aos meus amigos de trabalho, em especial aos da Coordenação Técnica do Centro Regional de Manaus, que sempre torceram, acompanharam e me ajudaram nessa jornada.

À minha família, aos meus pais, Carlos e Nadja, por sempre acreditarem em mim e por terem abdicado de suas vidas em prol das realizações e da felicidade de seus filhos. Ao meu irmão Ricardo, por sua preocupação, carinho e incentivo. Ao meu marido Luciano e ao meu amado filho, Luciano Filho, por todo amor, incentivo, apoio e compreensão.

Agradeço as instituições que apoiaram esta pesquisa, especificamente pelo financiamento da Samsung Eletrônica da Amazônia Ltda, conforme previsto no Art. 48 do decreto no 6.008/2006, nos termos da Lei Federal no 8.387/1991, através de convênio No 004, firmado com o CETELI/UFAM; a Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES); pela Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado do Amazonas (FAPEAM/Programa PPP), CT-INFRA, MCT/CNPQ, SECTI-AM e Governo do Estado do Amazonas.

Por fim, a todos aqueles que contribuíram, direta ou indiretamente, para a realização desta dissertação, o meu sincero agradecimento.

## RESUMO

A constelação de satélites da Órbita Baixa da Terra (LEO - *Low Earth Orbit*), quando expostos ao sol, utiliza a energia solar para operação, processamento e comunicação, e com a energia excedente carregam suas baterias. Entretanto, quando os satélites estão em área sem incidência de luz solar, chamadas de áreas de eclipse, operam utilizando apenas a energia de suas baterias. As baterias possuem limitação na quantidade de recarga/descarga, também conhecido como ciclo de profundidade de descarga (DOD – *Deep of Discharge*) de forma que isso restringe a vida útil das próprias baterias e também dos satélites. Neste trabalho, propomos dois diferentes métodos para o roteamento de pacotes em redes de satélites LEO, que otimizam o tráfego a fim de reduzir o DOD dos satélites. A métrica ECARs (*Energy and Capacity Aware Routing*) foi adaptada através dos métodos ERU (*Energy Routing prUning* – Roteamento com Poda para Eficiência Energética) - DOD e ERA (*Energy Routing penAlty* – Roteamento com Penalização para Eficiência Energética) - DOD os quais poda e penaliza, respectivamente, os enlaces cujos satélites alcançaram certo limiar mínimo de carga das baterias. A partir dos métodos propostos, evitamos o descarregamento em excesso da bateria dos satélites e, assim, aumentamos a vida útil. Os resultados das simulações mostram que comparados com a métrica ECARs, os métodos ERU-DOD e ERA-DOD podem aumentar a vida útil da bateria dos satélites em até 133% e 10%, respectivamente. Além disso, a energia residual média obteve um ganho maior que 110% e 29%, com os métodos ERU-DOD e ERA-DOD, respectivamente.

**Palavras-chave:** Satélites LEO, Eclipse, DOD, Vida Útil, Bateria, Roteamento, Energia.

## ABSTRACT

Low Earth Orbit (LEO) satellites, when exposed to the sun, use solar energy for operation, processing, and communication, and with excess energy they charge their batteries. However, when satellites are in an area with no sunlight, called eclipse areas, they operate using only their battery power. The batteries have limitations on the amount of recharges/discharges, also known as the depth of discharge (DOD) cycle. Therefore, this restricts the useful life of the batteries themselves and also of the satellites. In this work, we propose two different efficient routing methods for LEO satellite networks, which optimize traffic in order to reduce the DOD of satellites. The Energy and Capacity Aware Routing (ECARs) metric was improved, by adding the Energy Routing prUning (ERU)-DOD and Energy Routing penAlty (ERA)-DOD methods. These proposed methods prune and penalize, respectively, the links whose satellites have reached a certain minimum battery charge threshold. With this procedure, we avoid over-discharging the satellites' battery, and thus, the lifetime is extended. Simulations results show that comparing our ERU-DOD and ERA-DOD proposals with the ECARs proposal, ERU-DOD and ERA-DOD can increase the satellites' batteries lifetime by more than 113% and 10%, respectively. Moreover, the average residual energy obtained resulted in gains greater than 110% and 29%, respectively.

**Keywords:** LEO satellites, Eclipse, DOD, Lifetime, Battery, Routing, Energy.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Sistema de comunicação via satélite relacionado com as entidades terrestres.	20
Figura 2.2 – Órbitas satelitais e suas respectivas características.	21
Figura 2.3 – Constelação <i>Iridium</i> da rede de satélites LEO.	23
Figura 2.4 – Áreas de penumbra e umbra da Terra.	24
Figura 2.5 – Exemplo de um grafo de rede.	29
Figura 2.6 – Adição do vértice C ao conjunto S.	31
Figura 2.7 – Adição do vértice E ao conjunto S.	31
Figura 2.8 – Adição do vértice B ao conjunto S.	32
Figura 2.9 – Adição do vértice D ao conjunto S.	33
Figura 2.10 - Topologia dinâmica da rede em um determinado instante de tempo.	34
Figura 2.11 – Exemplo de rotas origem e destino, entre os satélites 4 e 53.	35
Figura 4.1 – Divisão da zona terrestre e níveis de densidade de usuário.	52
Figura 4.2 – Fluxograma metodológico.	54
Figura 4.3 – Gráfico com energia residual negativa para o satélite 17 em 15 voltas.	59
Figura 4.4 – Gráfico com energia residual corrigida para o satélite 29 em 15 voltas.	59
Figura 4.5 – Gráfico comparativo das energias residual, consumida e captada corrigidas para o satélite 29 em 900 cenários.	62
Figura 4.6 – Gráfico comparativo das médias das energias residual, consumida e captada corrigidas para todos os satélites em 500 cenários.	63
Figura 4.7 – Fontes bloqueadas por falta de energia.	63
Figura 4.8 – Fontes bloqueadas por falta de capacidade.	64
Figura 4.9 – Total de fontes bloqueadas (demanda não atendida).	64
Figura 5.1 – Projeção do Ciclo de Vida para o método ERU-DOD e o ECARs.	77
Figura 5.2 – Gráfico comparativo da vida útil do satélite para o método ERU-DOD e o ECARs.	78
Figura 5.3 – Comparação da energia residual média da bateria em 24 horas de simulação entre o método ERU-DOD e a ECARs para 1000 fontes e $LB = 0,5$ ; $w1 = 0,35$ ; $w2 = 0,35$ ; $w3 = 0,30$ .	78
Figura 5.4 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de energia entre o método ERU-DOD e o ECARs.	79
Figura 5.5 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace entre o método ERU-DOD e o ECARs.	79



Figura 5.6 – Gráfico comparativo do total de fontes bloqueadas entre o método ERU-DOD e o ECARs.	80
Figura 5.7 – Projeção do Ciclo de Vida para o método ERA-DOD e o ECARs.	84
Figura 5.8 – Gráfico comparativo da vida útil do satélite para o método ERA-DOD e o ECARs.	85
Figura 5.9 – Comparação da energia residual média das baterias em 24 horas de simulação para o método ERA-DOD e ECARs para 1000 fontes e pesos $LB = 0,5$ e $w1 = 0,15$ ; $w2 = 0,70$ ; $w3 = 0,15$ .	85
Figura 5.10 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de energia entre o método ERA-DOD e o ECARs.	86
Figura 5.11 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace entre o método ERA-DOD e o ECARs.	86
Figura 5.12 – Gráfico comparativo do total de fontes bloqueadas da Método ERA-DOD e do ECARs.	87

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Características das órbitas LEO, MEO e GEO. ....	22
Tabela 2.2 – Ilustração do cálculo do ciclo de vida da bateria.....	26
Tabela 2.3 – Cálculo do $D(s, v)$ para $v = B, C, D, E$ .....	30
Tabela 2.4 – Cálculo do $D(s, v)$ para $v = B, D, E$ . ....	31
Tabela 2.5 – Cálculo do $D(s, v)$ para $v = B, D$ .....	32
Tabela 2.6 – Cálculo do $D(s, v)$ para $v = D$ .....	32
Tabela 2.7– Exemplo simplificado.....	33
Tabela 3.1 – Resumo dos artigos selecionados.....	45
Tabela 4.1 – Parâmetros e valores utilizados para simulação neste trabalho. ....	51
Tabela 4.2 – Valores para número de terminais e porcentagem por região, Miniwatts (2020). .....	52
Tabela 4.3 – Exemplo de percentual de tráfego entre os continentes. ....	54
Tabela 4.4 – Energia inicial, consumida, captada e residual por cenário para o satélite 29. ....	58
Tabela 4.5 – Comparação do eclipse no último cenário para a versão original e adaptada. .....	60
Tabela 4.6 – Exemplos do mecanismo para a segunda adaptação, método ERA-DOD. ....	71
Tabela 5.1 – Resultados do método ERU-DOD para 100, 200, 400, 800 e 1.000 fontes em 15 voltas (900 cenários – 24horas), CBR de 1 Mbps, ISL de 10Mbps.....	76
Tabela 5.2 – Resultados do método ERA-DOD para 100, 200, 400, 800 e 1.000 fontes em 15 voltas (900 cenários – 24horas), CBR de 1 Mbps, ISL de 10Mbps.....	82
Tabela 5.3 – Tabela de comparação entre os resultados obtidos com a metodologia proposta e os resultados obtidos em trabalhos da literatura.....	89

## LISTA DE ABREVIATURAS

CBR	<i>Constant Bit Rate</i>
DOD	<i>Deep of Discharge</i>
ECARs	<i>Energy and Capacity Aware Routing</i>
ERA	<i>Energy Routing penAlty</i>
ERU	<i>Energy Routing prUning</i>
GEO	<i>Geostationary Orbit</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HPA	<i>High Power Amplifier</i>
ISL	<i>Inter Satellite Link</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
LNA	<i>Low Noise Amplifier</i>
LNB	<i>Low Noise Block converter</i>
MEO	<i>Medium Earth Orbit</i>
NS	<i>Network Simulator</i>
QoS	<i>Quality of Service</i>
RTT	<i>Round Trip Time</i>

## SUMÁRIO

<b>CAPÍTULO 1</b> .....	14
1. INTRODUÇÃO .....	14
1.1 OBJETIVO GERAL .....	17
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	17
1.3 DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO .....	17
<b>CAPÍTULO 2</b> .....	19
2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS .....	19
2.1 ESTRUTURA DE UM SISTEMA DE COMUNICAÇÃO SATELITAL .....	19
2.2 SEGMENTO ESPACIAL .....	20
2.2.1 Órbitas .....	21
2.2.2 Constelação <i>Iridium</i> .....	22
2.2.3 Eclipse .....	23
2.2.4 Cálculo do ciclo de vida útil da bateria .....	24
2.3 NORMALIZAÇÃO DOS PARÂMETROS .....	26
2.4 ROTEAMENTO .....	27
2.4.1 Métrica .....	27
2.4.1.1 Otimização .....	27
2.4.2 Algoritmo Dijkstra .....	29
2.4.3 Topologia dinâmica das redes de satélites .....	33
2.5 CONSIDERAÇÕES .....	35
<b>CAPÍTULO 3</b> .....	36
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	36
3.1 TRABALHOS RELACIONADOS .....	36
3.2 CONSIDERAÇÕES E CONTRIBUIÇÃO DESTE TRABALHO .....	49
<b>CAPÍTULO 4</b> .....	50
4. METODOLOGIA .....	50
4.1 MATERIAIS .....	50
4.1.1 Parâmetros da Simulação .....	50
4.1.2 Modelagem do Tráfego .....	51
4.1.2.1 Mapeamento das Zonas Geográficas .....	51
4.1.2.2 Número de Terminais .....	52
4.1.2.3 Matriz de Tráfego .....	53
4.1.3 Fluxograma .....	54
4.1.4 Simulador .....	56

4.1.4.1	Limitações do Simulador .....	57
4.1.4.2	Resposta do simulador em ambiente de alta vazão .....	60
4.1.5	Ambiente de simulação .....	65
4.2	MÉTODOS .....	65
4.2.1	Método ERU-DOD .....	65
4.2.1.1	Parâmetros de Simulação .....	65
4.2.1.2	Proposta .....	65
4.2.2	Método ERA-DOD .....	68
4.2.2.1	Parâmetros de Simulação .....	68
4.2.2.2	Proposta .....	68
4.2.2.3	Exemplo do efeito do mecanismo de pesos no método ERA-DOD .....	70
4.2.3	Métricas para avaliação dos resultados .....	71
4.2.4	Projeção do ciclo de vida útil da bateria .....	72
4.2.5	Cálculo da energia residual média .....	73
4.3	CONSIDERAÇÕES .....	73
<b>CAPÍTULO 5</b> .....		<b>75</b>
5.	RESULTADOS E ANÁLISE DOS RESULTADOS .....	75
5.1	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES PARA O MÉTODO ERU-DOD .....	75
5.1.1	Análise dos resultados do método ERU-DOD .....	80
5.2	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES PARA O MÉTODO ERA-DOD .....	81
5.2.1	Análise dos resultados do método ERA-DOD .....	87
5.3	COMPARAÇÕES COM TRABALHOS DA LITERATURA .....	88
5.4	CONSIDERAÇÕES .....	89
<b>CAPÍTULO 6</b> .....		<b>90</b>
6.	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS .....	90
6.1	CONCLUSÕES .....	90
6.2	TRABALHOS FUTUROS .....	92
<b>REFERÊNCIAS</b> .....		<b>93</b>
<b>APÊNDICE</b> .....		<b>99</b>

## CAPÍTULO 1

---

### 1. INTRODUÇÃO

Atualmente, existe a necessidade de estar conectado o tempo todo e, essa demanda só tende a crescer. No mundo são cerca de 4,1 bilhões de pessoas ligadas à Internet, ou seja, cerca de 59% da população mundial (ITU, 2019). No Brasil, cerca de 127 milhões de pessoas têm acesso à Internet, correspondendo à cerca de 60% da população do país (UNESCO, 2019), havendo, portanto, muito espaço para crescimento.

O desenvolvimento de uma sociedade está intimamente ligado ao acesso à informação, contudo, esse acesso não chega a todas as localidades. Um dos fatores motivadores para a utilização dos satélites como meio de comunicação é a inexistência de infraestrutura de comunicação em certas localidades.

As redes sem fio terrestres cobrem apenas cerca de 12% do globo, ou seja, a cobertura de 88% restante é feita por satélite, segundo RESEARCH AND MARKETS (2020). Com o aumento da comunicação global, as redes de satélites vêm recebendo uma maior atenção por parte de empresas e pesquisadores. Devido à sua cobertura, as redes de satélite podem ser usadas para o monitoramento de desastres naturais (Said et al., 2019), mudanças climáticas (Yang et al., 2013), previsão de incêndios florestais (Li Y., et al., 2020), previsões meteorológicas (Aguiar et al., 2016), vigilância militar (Brig, 1974), sensores utilizados nas redes IoT (Qu et al., 2017), entre outras diversas aplicações. Essas características fazem com que as redes de satélites assumam um papel indispensável na 6ª geração de comunicação sem fio, permitindo o acesso às mais remotas localidades do globo (Saarnisaari et al., 2020), tais como florestas, desertos, aviões (Huang T., et al., 2019) e oceanos (Li X., et al., 2020), e atendendo à crescente demanda de tráfego (Huang X., et al., 2019).

Os satélites no âmbito dos estudos ambientais possuem significativas tarefas de monitoramento de desastres ambientais, de desmatamento, entre outros. É importante frisar que na nossa região Amazônica, essas constelações são de suma importância para o monitoramento ambiental. Esse monitoramento é uma valiosa ferramenta para a proteção da Amazônia.

Uma das maiores empresas do mundo de imageamento na área de sensoriamento remoto é a Planet, ela opera as constelações PlanetScope (DOVE) e RapidEye na órbita baixa da Terra para monitoramento de desmatamento, uso do solo, agricultura, florestas, entre outras (Planet, 2016). A constelação PlanetScope está localizada a 475 km de altitude

e é composta por cerca de 120 nano satélites. E a constelação RapidEye está localizada a 630 km de altitude e é constituída por 5 satélites.

A pesquisa realizada pelo Comitê Gestor da Internet no Brasil (CGI.br) aponta que 23% dos Centros Públicos com Acesso à Internet no Brasil contam com conexão via satélite, isto demonstra a importância deste tipo de tecnologia (CGI, 2019).

Nesse sentido, com o avanço da tecnologia de comunicação e custos menores de lançamentos, várias empresas vêm fazendo ou planejam lançamentos de satélites para os próximos anos, entre elas SpaceX, OneWeb, Kepler, SPUTNIX (Kodheli et al., 2020). A maioria delas vem desenvolvendo constelações de satélites na órbita baixa da Terra (LEO - *Low Earth Orbit*) que fica entre 500 e 1500 Km da terra, uma vez que possui baixo atraso de comunicação RTT (25ms) quando comparado aos satélites MEO e GEO que possuem RTT em torno de 150ms e 300ms, respectivamente (Matricciani, 2020).

O primeiro sistema global de comunicação LEO do mundo foi o sistema *Iridium*, composto por 66 satélites LEO distribuídos em seis planos orbitais e localizados a 780 km acima do solo (Su et al., 2019), fornecendo principalmente serviço de voz e de dados com baixa taxa. Por isso, nossa escolha para a pesquisa deste trabalho foi a constelação *Iridium*.

Os satélites LEO cobrem toda a superfície terrestre através da cooperação de um conjunto de satélites, denominado constelação. Os satélites ficam em constante movimento ao redor da Terra, o que os fazem entrar em áreas de eclipse, ou seja, áreas sem incidência da luz solar.

Quando expostos ao sol, os satélites LEO utilizam a energia solar para operação, processamento e comunicação, e com a energia excedente carregam suas baterias. Em áreas de eclipse, operam utilizando apenas a energia de suas baterias. Entretanto, as baterias possuem limitação na quantidade de recargas/descargas, também conhecido como ciclo de profundidade de descarga (DOD - *Deep of Discharge*), de forma que isto restringe a vida útil das próprias baterias e, conseqüentemente, dos satélites.

Até poder ser utilizado, o satélite passa por várias fases, são elas: projeto, construção, lançamento e monitoramento (telemetria). O preço normalmente é calculado por kg. Segundo Jones (2018), o foguete Falcon 9 da SpaceX, que lançou satélites LEO ao espaço, foi anunciado a um custo de \$2.720 dólares por kg, um total de \$62 milhões de dólares apenas para o lançamento. Segundo SpaceNews (2021), o governo Canadense pagará \$600 milhões de dólares Canadense à Telesat a fim de prover Internet banda larga para comunidades rurais, ao longo de dez anos. Em GlobalComSat (2021), é relatado que operar um satélite com largura de banda de 36 MHz custa mais de \$1,5 milhão de dólares por ano. Além disso, o custo de um único lançamento de satélite pode ser de \$400 milhões de dólares.

Aumentar a vida útil do satélite é importante por diversos fatores, entre eles:

- i. Impossibilidade de manutenção do satélite no espaço, associado ao alto custo de sua completa substituição;
- ii. Quando um satélite fica inoperante, ele vira lixo espacial. Esses detritos espaciais são uma grande ameaça ao espaço, uma colisão, mesmo que com pequenas partículas, pode causar uma catástrofe (Silha et al., 2020);
- iii. Previsões precisas do restante de vida útil da bateria em diferentes condições de operação são essenciais para o gerenciamento da rede de satélites a fim de evitar falhas, e assim, garantir uma operação confiável e eficiente.

Trabalhos como o de Tsuchida et al. (2020) demonstraram que a redução da quantidade de descarga prolonga a vida útil das baterias dos satélites LEO em média de 45%.

Neste sentido, alguns trabalhos foram propostos na literatura sobre o tema eficiência energética em redes de satélites LEO com o objetivo de otimizar o consumo de energia e aumentar a vida útil das baterias e, conseqüentemente, dos satélites.

Alguns autores propuseram algoritmos e heurísticas de roteamento para otimizar a carga de tráfego, a fim de minimizar o consumo de energia. Fang et al. (2014) propuseram um algoritmo baseado na otimização de Lyapunov para maximizar a carga de tráfego entre diferentes enlaces satelitais e minimizar o consumo geral de energia ao longo do tempo. Zhang e Zhou (2019) propuseram um algoritmo iterativo (CoDId – *EEEnergy-Efficient Iterative Collaborative Data Downloading*) para minimizar o consumo de energia na transmissão de dados, maximizando a taxa de transferência e satisfazendo o requisito atraso. Zhang et al. (2019) propuseram dois algoritmos para minimizar o número de enlaces intersatélites usados em tráfego de baixa prioridade, maximizando os enlaces para serviços de maior prioridade, como estratégia de balanceamento de carga em rede de satélite LEO.

Outros autores propuseram métricas de roteamento a fim de equilibrar a profundidade de descarga das baterias dos satélites. Hussein et al. (2014) propuseram duas novas métricas de roteamento, LASER (*Loction and IoAd Sensitive Routing*) e SLIM (*Signal-free routing for Maximizing satellite*), buscando equilibrar o atraso de propagação e profundidade de descarga da bateria em satélites LEO. Maceno et al. (2019) apresentaram uma métrica de roteamento de satélites LEO com o objetivo de aumentar a demanda de tráfego atendida, observando o consumo energético das baterias dos satélites em eclipse. A proposta aproveita o movimento dos satélites que estão expostos à luz solar, a fim de reduzir as descargas das baterias. Os autores incorporaram na métrica proposta a capacidade dos enlaces entre os satélites adjacentes, com o objetivo de evitar o congestionamento da rede, aumentando o escoamento de tráfego de dados.



Por sua vez, este trabalho propõe uma métrica de roteamento de tráfego, adaptando a métrica proposta por Maceno et al. (2019), para otimizar o consumo de energia em uma rede de satélites de baixa órbita, levando em consideração um cenário de alta vazão de tráfego. Além disso, estendemos o trabalho de Maceno et al. (2019), propondo uma estratégia de balanceamento no roteamento, a fim de aplicar um nível mínimo para a carga da bateria, aumentando assim a vida útil da bateria dos satélites.

### 1.1 OBJETIVO GERAL

Propor um método para balanceamento de carga no roteamento de pacotes nos satélites de uma constelação LEO, adaptando a métrica proposta por Maceno et al. (2019), aplicando um nível mínimo para a carga da bateria, a fim de aumentar a vida útil das baterias dos satélites.

### 1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Para alcançar o propósito principal deste trabalho, os seguintes objetivos específicos foram elencados:

- 1) Adaptar o modelo computacional desenvolvido com a ferramenta MATLAB proposto por Maceno et al. (2019);
- 2) Desenvolver um método eficiente para roteamento em redes de satélites LEO para maximizar a eficiência energética;
- 3) Elaborar uma modelagem do tempo de vida útil das baterias dos satélites LEO;
- 4) Avaliar o desempenho do método proposto, comparando os resultados obtidos com os de outros trabalhos da literatura, os quais seriam: Hussein et al. (2015), Yang et al. (2016), Maceno et al. (2019) e Tsuchida et al. (2020).

### 1.3 DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

Este trabalho está organizado nos seguintes capítulos:

- Capítulo I: Introdução;
- Capítulo II: Fundamentos Teóricos;
- Capítulo III: Revisão Bibliográfica;
- Capítulo IV: Metodologia;
- Capítulo V: Resultados e Análise dos Resultados;
- Capítulo VI: Conclusões e Trabalhos Futuros.

O Capítulo I apresenta um contexto para o trabalho, situando o mesmo frente a outras pesquisas da área e delineando as diferenças e semelhanças. São apresentados também os objetivos geral e específicos.

O Capítulo II apresenta os principais fundamentos teóricos utilizados no desenvolvimento deste trabalho: a) Estrutura de um Sistema de Comunicação Satelital; b) Segmento Espacial; c) Normalização dos Parâmetros, e; d) Roteamento.

O Capítulo III apresenta os principais trabalhos que foram publicados na literatura sobre o tema abordado nessa dissertação, qual seja a eficiência energética em redes de satélites LEO.

No Capítulo IV são apresentados os materiais e métodos utilizados nesta pesquisa. Nesse capítulo, é descrito como foi realizada a validação do algoritmo, quais os parâmetros utilizados, como foi realizada a modelagem do problema e quais métricas serão utilizadas para avaliação do desempenho.

No Capítulo V são apresentados os resultados alcançados e a análise desses resultados.

Por fim, no Capítulo VI são apresentados as conclusões e os trabalhos futuros.

## CAPÍTULO 2

---

### 2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS

Neste capítulo, introduzimos os principais conceitos necessários ao entendimento deste trabalho. Estruturalmente, este capítulo consiste de quatro seções. A Seção 2.1 apresenta a estrutura de um sistema de comunicação satelital. A Seção 2.2 apresenta os conceitos relacionados ao segmento espacial satelital. Na Seção 2.3, são introduzidos os conceitos de normalização dos parâmetros utilizados. Por fim, a Seção 2.4 apresenta os conceitos de roteamento.

#### 2.1 ESTRUTURA DE UM SISTEMA DE COMUNICAÇÃO SATELITAL

De acordo com Maral e Bousquet (2009), a estrutura de um sistema de comunicação satelital é composta pelos seguintes elementos:

a) O segmento espacial – consiste em um ou vários satélites ativos e sobressalentes organizados em uma constelação;

b) O segmento de controle – consiste em todas as instalações terrestres para o controle e monitoramento dos satélites, também denominadas estações TTC (rastreamento, telemetria e comando), estações para o gerenciamento do tráfego e os recursos associados a bordo dos satélites;

c) O segmento terrestre – consiste em todas as estações terrestres de tráfego, são compostas pelos seguintes componentes: antenas, amplificadores de potência de transmissão (HPA – *High Power Amplifier*), amplificadores de recepção de baixo ruído (LNA – *Low Noise Amplifier* e LNB – *Low Noise Block converter*) e equipamentos de comunicação.

A Figura 2.1 ilustra o sistema de comunicação satelital relacionado com a estrutura terrestre, mostrando os enlaces descritos a seguir:

- Os *uplinks*, enlaces de subida, onde as estações terrestres transmitem sinal para os satélites;
- Os *downlinks*, enlaces de descida, onde os satélites transmitem o sinal às estações terrestres;
- E os ISLs (*InterSatellite Links* – enlaces intersatelitais) são os enlaces entre os satélites.

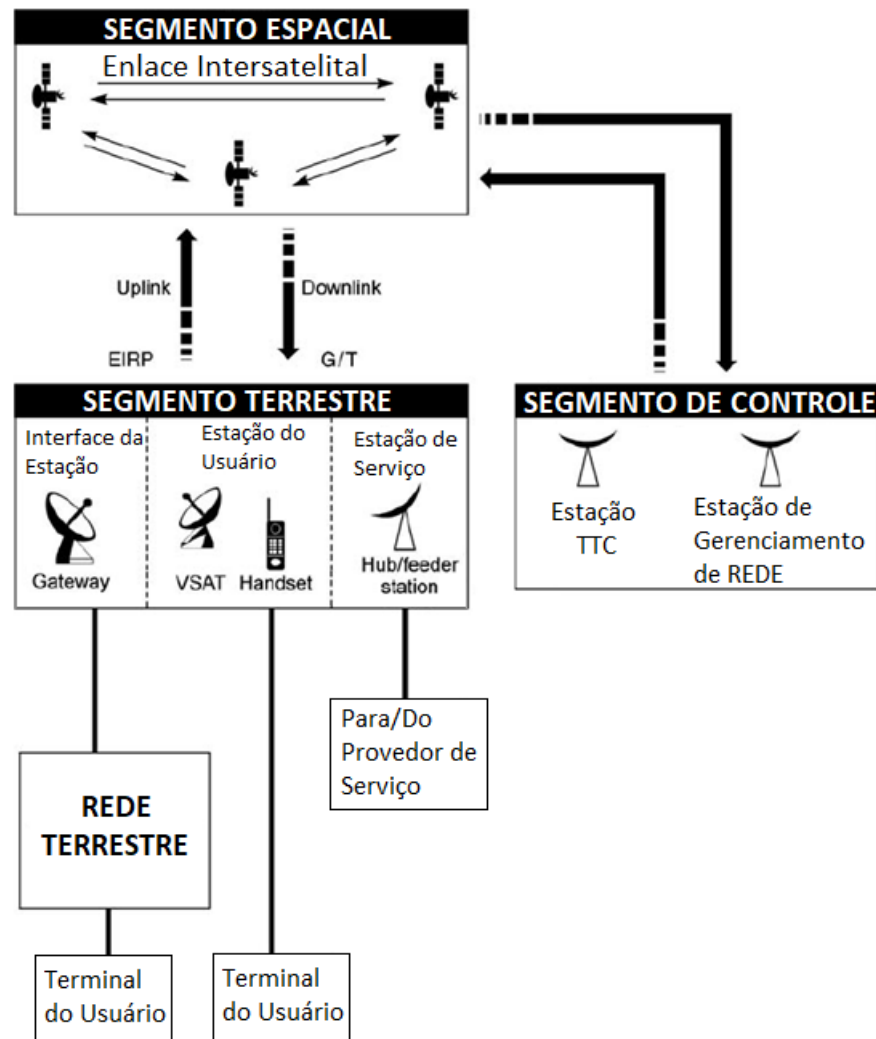


Figura 2.1 – Sistema de comunicação via satélite relacionado com as entidades terrestres.  
Fonte: Adaptado de Maral e Bousquet (2009).

Neste trabalho, foi pesquisado apenas o segmento espacial, que consiste nos satélites e nos seus enlaces intersatelitais (ISLs). Em geral, um satélite pode estabelecer enlaces com dois vizinhos no mesmo plano satelital e com outros dois satélites nos planos vizinhos, sendo no total quatro ISLs bidirecionais para cada satélite, permitindo assim uma comunicação fim-a-fim.

## 2.2 SEGMENTO ESPACIAL

Nesta seção, apresenta-se o conceito de órbita e de constelação, eclipse e o cálculo do ciclo de vida útil da bateria de um satélite.

### 2.2.1 Órbitas

O caminho gravitacionalmente elíptico que o satélite segue ao redor de um planeta ou estrela é denominado de órbita. Desta forma, quando um satélite artificial é lançado, ele é posicionado em uma órbita ao redor da Terra. Existem diversos tipos de órbitas, conforme é visto na Figura 2.2, onde as mais conhecidas são:

- a) Órbita Terrestre Baixa (LEO – *Low Earth Orbit*);
- b) Órbita Terrestre Média (MEO - *Medium Earth Orbit*);
- c) Órbita Terrestre Geoestacionária (GEO – *Geostationary Earth Orbit*).

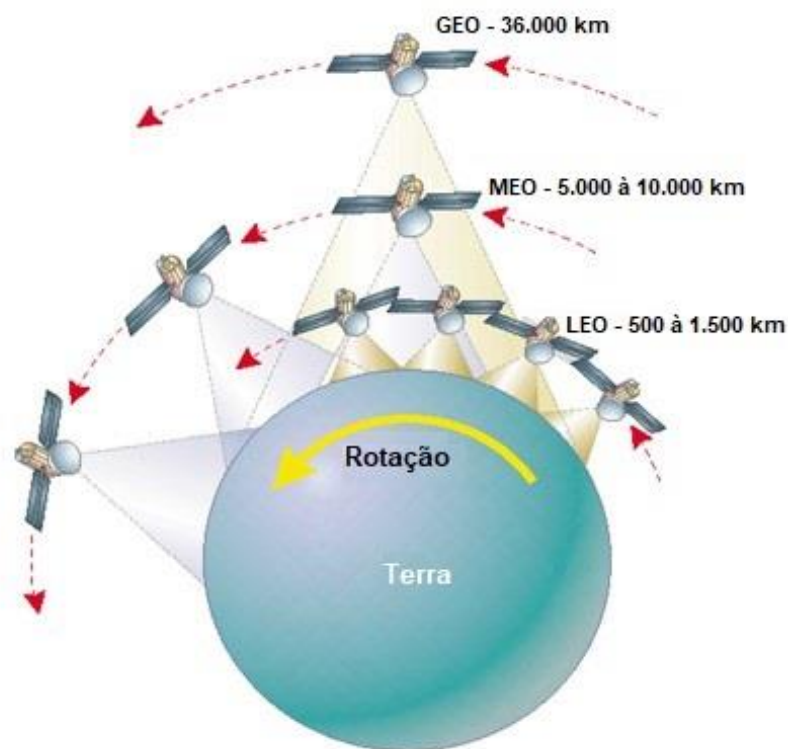


Figura 2.2 – Órbitas satelitais e suas respectivas características.  
Fonte: Adaptado do INPE (2020).

Na Tabela 2.1, observam-se algumas características relacionadas aos satélites LEO, MEO e GEO, como: número de satélites necessários para cobrir o globo, altitude, RTT, revolução e aplicações.

Tabela 2.1 – Características das órbitas LEO, MEO e GEO.

Características	LEO	MEO	GEO
Número de satélites necessários para cobrir o globo	≥48	≥10	3
Altitude	500 a 1.500 km	5.000 a 10.000 km	36.000 km
RTT ( <i>Round Trip Time</i> ) – Atraso	10 a 25 ms	70 a 150 ms	150 a 300 ms
Revolução	~90 minutos	~12 horas	~24 horas
Aplicação	comunicações móveis, radioamadorismo	comunicações móveis, GPS	comunicações fixas, meteorologia

Os satélites LEO por estarem mais próximos da Terra possuem menor atraso na propagação dos sinais e baixa perda, se comparados aos satélites MEO e GEO, além de ampla cobertura (Majumdar, 2019). Por isso, nossa escolha, para este trabalho, foi uma constelação de satélites LEO.

### 2.2.2 Constelação *Iridium*

Constelação de satélites significa um grupo de satélites similares que orbitam a Terra de forma sincronizada a fim de atingir um objetivo comum, de forma que cada satélite da constelação complemente a área de cobertura dos demais, sem que um interfira na cobertura do outro de forma indesejada.

A Figura 2.3 mostra a constelação *Iridium* localizada a 780 km de altitude da Terra. O sistema foi projetado e lançado na década de 90 pela Motorola. Essa constelação possui 66 satélites, distribuídos em 6 órbitas polares. Cada órbita polar possui 11 satélites. Cada satélite possui 4 ISLs (*Intersatellite Links* – enlaces intersatelitais). Dois desses enlaces são intraplanos, ou seja, são os que ligam os satélites da mesma órbita polar, os quais são enlaces fixos. Os outros dois enlaces são interplanos, ou seja, interligam os satélites em órbitas polares diferentes e, como os satélites estão sempre em movimento, esses enlaces são dinâmicos.

Na Figura 2.3, a área de junção (*seam*) é uma zona circundante em que as duas órbitas estão em contra rotação, e os satélites nessas órbitas não se comunicam diretamente com aqueles na outra órbita (Zheng et al., 2019). Ou seja, possuem apenas 2 ISLs, que são os intraplanos.

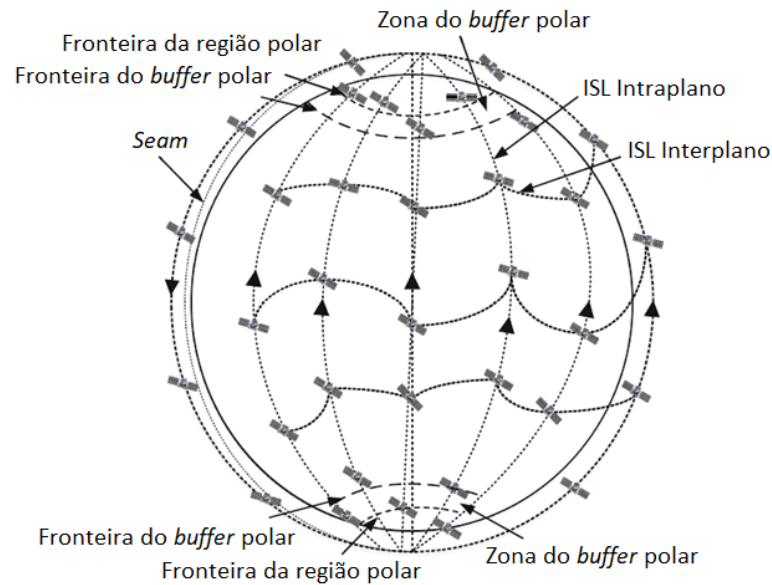


Figura 2.3 – Constelação *Iridium* da rede de satélites LEO.  
Fonte: Adaptado de Dai et al. (2020).

A *Iridium* foi a primeira empresa e se mantém sendo uma das principais operadoras de satélites para o serviço móvel de satélites. A maioria dos trabalhos de pesquisa utiliza a constelação *Iridium*. Neste trabalho, utilizou-se também essa constelação, a fim de que fosse possível a comparação com esses trabalhos da literatura que utilizam a constelação *Iridium*.

### 2.2.3 Eclipse

Durante o movimento em suas órbitas, os satélites podem entrar em áreas sem incidência da luz solar, em razão da sombra projetada do planeta, denominadas de áreas de eclipse.

Os satélites LEO passam por áreas de eclipse parcial (penumbra) ou total (umbra) conforme mostrado na Figura 2.4.

Os eventos de eclipse impactam significativamente no funcionamento do satélite. O eclipse pode afetar o gerenciamento do sistema energético do satélite, de forma que ao passarem pelas regiões de eclipse, os satélites utilizam de forma excessiva a energia armazenada em suas baterias. Além disso, as atividades de imageamento podem resultar em falhas ou não execução da captura de imagens à medida que os satélites passam pelas áreas de eclipse. As áreas de eclipse também geram efeitos no controle térmico da temperatura do satélite, que afetam o equilíbrio térmico e impactam na vida útil do satélite (Sumanth, 2019; Jia, X., Xu, M., et al., 2017).

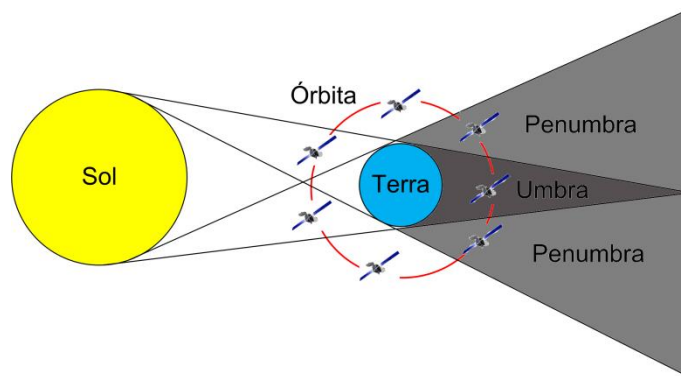


Figura 2.4 – Áreas de penumbra e umbra da Terra.  
Fonte: Adaptado de Maceno et al. (2019).

Dependendo do tipo da órbita, o tempo de duração do eclipse varia. Além disso, para completar uma órbita, um satélite LEO, da constelação *Iridium*, leva cerca de 100 minutos e o tempo máximo de duração do eclipse é em torno de 36 minutos (Hussein et al., 2014).

Neste trabalho, existe o interesse no efeito que as regiões de eclipse podem causar na descarga das baterias e, conseqüentemente, na vida útil dos satélites.

#### 2.2.4 Cálculo do ciclo de vida útil da bateria

Em geral, as baterias dos satélites possuem um total de 60.000 ciclos de vida (Yang et al., 2016; Fellner et al., 2003). O ciclo de vida é o número máximo de ciclos completos de recarga/descarga da bateria, ou seja, uma bateria inicia sua vida com 60.000 ciclos disponíveis e conforme ela descarrega e recarrega é decrescido do valor inicial.

O ciclo de vida das baterias de íon-lítio dos satélites atuais é afetado por fatores como profundidade de descarga (DOD – *Deep of Discharge*), taxa de descarga, temperatura, entre outros. Este trabalho concentra-se no DOD.

Primeiramente, para calcular o ciclo de vida útil da bateria, calcula-se a profundidade de descarga da bateria (DOD) dada pela equação a seguir (Yang et al., 2016):

$$DOD(t) = \frac{C_B^{max} - C_B(t)}{C_B^{max}} \quad (2.1)$$

Em que:

- DOD(t) é a profundidade de descarga da bateria de um satélite no instante  $t$ . Para  $DOD(t) = 0$ , não houve descarga da bateria. Para  $DOD(t) = 1$ , a descarga da bateria é completa;
- $C_B^{max}$  é capacidade máxima da bateria do satélite;
- $C_B(t)$  é a energia residual armazenada na bateria no instante  $t$ ;



Em seguida, calcula-se a quantidade de ciclos de vida consumidos entre o instante  $t_1$  e  $t_2$ . Essa quantidade é dada na equação a seguir:

$$L_{t_1 t_2} = \begin{cases} 0, & \text{se } D(t_1) \geq D(t_2) \\ \int_{D(t_1)}^{D(t_2)} f(D) dD, & \text{caso contrário} \end{cases} \quad (2.2)$$

$$f(D) = 10^{A(D-1)}(1 + A * \ln 10 * D) \quad (2.3)$$

Em que:

- $L_{t_1 t_2}$  é a quantidade dos ciclos de vida consumidos entre os instantes  $t_1$  e  $t_2$ , com  $t_2 \geq t_1$ ;
- $D(t_1)$  é a profundidade de descarga da bateria no instante  $t_1$ ;
- $D(t_2)$  é a profundidade de descarga da bateria no instante  $t_2$ ;
- $f(D)$  é a taxa de consumo dos ciclos de vida quando o DOD é igual a uma descarga D qualquer;
- $A$  é uma constante que depende das especificações da bateria, Yang et al. (2016).

Conforme pode-se notar na Equação (2.2), o consumo dos ciclos de vida ocorre somente se a descarga da bateria no tempo  $t_2$  for maior que a descarga da bateria no tempo  $t_1$ .

Dessa forma, a solução da integral da Equação (2.2), é dada a seguir:

$$\int_{D(t_1)}^{D(t_2)} f(D) dD = \int_{D(t_1)}^{D(t_2)} 10^{A(D-1)}(1 + A * \ln 10 * D) dD \quad (2.4)$$

$$\int_{D(t_1)}^{D(t_2)} 10^{A(D-1)}(1 + A * \ln 10 * D) dD = 10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1) \quad (2.5)$$

Os passos detalhados da solução dessa integral são mostrados no Apêndice A, no final deste documento.

Quando a profundidade de descarga varia de  $D(t_1) = 0$  à  $D(t_2) = D$ , tem-se:

$$g(D) = \int_0^D f(D) dD \quad (2.6)$$

De forma similar ao cálculo da integração da Equação (2.6), a integral da Equação (2.4) é:

$$g(D) = \int_0^D f(D)dD = D * 10^{A(D-1)} \quad (2.7)$$

Assim, para cada cenário (*snapshot*), é calculada a quantidade de ciclos de vida consumida para cada bateria.

Tabela 2.2 – Ilustração do cálculo do ciclo de vida da bateria.

$D(t_1)$	$D(t_2)$	$L_{t_1 t_2} = 10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1)$
0	0,2	$10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1) =$ $10^{0,8(0,2-1)} * (0,2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * 0 = 10^{0,8(0,2-1)} * (0,2) = 0,0458$
0,2	0,8	$10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1) =$ $10^{0,8(0,8-1)} * (0,8) - 10^{0,8(0,2-1)} * (0,2) =$ $10^{(-0,16)} * 0,80 - 10^{(-0,640)} * (0,2) = 0,554 - 0,0458 = 0,5082$

Suponha que, um satélite tenha descarregado 20% de sua bateria, conforme a primeira linha da Tabela 2.2, o consumo dos ciclos de vida de sua bateria é de 0,0458. Se outro satélite teve uma descarga de 60%, consumirá 0,5082 ciclos de vida, conforme é visto na segunda linha da Tabela 2.2, um valor dez vezes maior que o exemplo anterior. Com isso, nota-se que é mais vantajoso distribuir o tráfego entre dez satélites, com cada um descarregando 20%, do que utilizar apenas um único satélite com uma descarga de 60%. Quanto maior a descarga da bateria, menor a vida útil do satélite.

Dessa forma, nota-se que a distribuição da carga de tráfego entre satélites leva a um menor consumo do ciclo de vida da bateria. No exemplo acima, essa distribuição da carga de tráfego mostrou um consumo dez vezes menor do ciclo de vida.

### 2.3 NORMALIZAÇÃO DOS PARÂMETROS

O objetivo da normalização é alterar os valores numéricos dos dados para uma escala comum, sem distorcer as diferenças nos intervalos de valores. Devido as escalas diferentes das variáveis, um parâmetro x com valor muito mais alto que um parâmetro y, em uma expressão que incorpora a soma desses parâmetros, dominaria o processo de otimização, em detrimento do termo com menor faixa dinâmica.

Neste trabalho, os parâmetros tempo de propagação, carga residual da bateria e capacidade do enlace foram normalizados através dos valores máximo e mínimo, Equação (2.8) (ILeri et al., 2018):

$$p_i = \frac{p_i^* - \min(p_i^*)}{\max(p_i^*) - \min(p_i^*)} \quad (2.8)$$

Em que:

- $p_i^*$  define os seguintes parâmetros não normalizados: tempo de propagação, carga residual da bateria e capacidade do enlace;
- $p_i$  representa o valor do parâmetro normalizado.

## 2.4 ROTEAMENTO

Para um sistema de comunicação, o roteamento é o processo que determina os caminhos fim-a-fim que os pacotes percorrem desde a origem até o destino. Na maioria dos casos, esses caminhos são determinados por tabelas de roteamento presentes em cada nó da rede. Assim, os pacotes são encaminhados da origem ao destino seguindo as informações de rotas contidas nessas tabelas. A atualização de rotas nas tabelas pode ser feito de forma manual ou através do uso de protocolos de roteamento. No último caso, os protocolos de roteamento fazem uso de algoritmos para determinar qual a melhor rota a ser usada para um certo destino, usando uma determinada métrica.

### 2.4.1 Métrica

É uma medida utilizada pelos algoritmos de roteamento a fim de determinar o melhor caminho para se alcançar um determinado destino. A métrica pode ser determinada a partir de um parâmetro ou vários parâmetros para uma decisão mais eficiente. As métricas ajudam o nó a escolher a melhor rota entre várias rotas viáveis para um destino. Neste trabalho, adaptamos a métrica ECARs que possui três parâmetros: tempo de propagação, carga residual da bateria e capacidade do enlace, os quais serão otimizados neste trabalho.

#### 2.4.1.1 Otimização

A otimização busca minimizar ou maximizar uma função que contém um ou mais parâmetros, por meio da seleção dos valores de variáveis dentro de um conjunto viável, visando encontrar uma solução que resulte no melhor desempenho possível do sistema. A

modelagem de problema de otimização consiste em duas abordagens: modelagem monoobjetivo e modelagem multiobjetivo.

Na otimização monoobjetivo pretende-se otimizar um único objetivo, minimizando ou maximizando uma expressão com apenas um critério. O critério está associado como o parâmetro e seu valor considerado na função a ser otimizada.

Na abordagem multiobjetivo, há mais de um critério a ser otimizado. Geralmente, nesse contexto, os objetivos são conflitantes.

O modelo matemático para esses problemas compreende uma ou mais funções objetivo e suas restrições. As funções objetivo incorporam os critérios que se desejam otimizar. As restrições estabelecem os limites para o domínio de cada parâmetro ou variável usados na formulação do problema. A seguir é mostrada a modelagem de um problema com múltiplos objetivos (Chong e Zak, 2013):

Minimizar:

$$f(x) = \begin{bmatrix} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ \vdots \\ f_\ell(x_1, x_2, \dots, x_n) \end{bmatrix}$$

Sujeito a:

$$x \in \Omega = \{x: (x) = 0, g(x) \leq 0\}$$

Em que:

- $n$  é o número de parâmetros ou critérios;
- $\ell$  é o número de funções objetivo;
- $x$  é o vetor de variáveis de decisão;
- $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^\ell$  são as funções objetivo de  $\mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^\ell$ ;
- $\Omega \subset \mathbb{R}^n$  é o conjunto viável de variáveis de decisão;
- $h(x)$  são as  $m$  restrições de igualdade, onde  $h: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^m, m \leq n$ ;
- $g(x)$  são  $p$  restrições de desigualdade, onde  $g: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^p$ .

Em geral, existem três diferentes tipos de abordagens para problemas com otimização multiobjetivo:

- 1) Minimizar todas as funções objetivo;
- 2) Maximizar todas as funções objetivo;
- 3) Minimizar umas e maximizar outras.

Um problema de otimização multiobjetivo pode ser transformado em um problema com objetivo único pela aplicação do método de soma ponderada, conforme mostrado a seguir:

- Método da soma ponderada. Nesse método é atribuída uma importância relativa (vetor de pesos,  $w$ ) a cada um dos parâmetros da função objetivo:

$$f = w^T f(x) = w_1 f_1(x) + w_2 f_2(x) + \dots + w_p f_p(x)$$

Neste trabalho, é utilizado o método de conversão da soma ponderada com vetor de pesos  $w = [w_1 \ w_2 \ w_3]^T$ . E busca-se, nesta pesquisa, encontrar o caminho formado pelos enlaces  $k, l$  que:

- 1) Minimize o tempo de propagação;
- 2) Maximize a energia residual da bateria;
- 3) Maximize a capacidade do enlace.

Assim, essa métrica, com os parâmetros já otimizados, é utilizada no algoritmo de menor custo Dijkstra, para encontrar a melhor rota.

#### 2.4.2 Algoritmo Dijkstra

Dado um grafo ponderado e direcionado  $G = (V, E)$ , onde  $V$  é o conjunto de vértices e  $E$  é o conjunto de arestas, em que todos os pesos das arestas são não negativos. O algoritmo Dijkstra busca solucionar o problema de caminho mais curto entre dois vértices desse grafo. Assim, assumimos que  $c(u, v) \geq 0$  seja o peso ou custo para cada aresta  $(u, v) \in E$ . Os vértices  $u$  e  $v \in V$ .

Esse algoritmo obtém um conjunto de solução  $S$ , com vértices e com os pesos finais do caminho mais curto entre um nó de origem  $s$  previamente definido. Em suma, o algoritmo seleciona repetidamente o vértice  $u \in V - S$  com o mínimo caminho mais curto estimado, então adiciona esse vértice a  $S$ , relaxando todas as arestas que partem de  $u$ .

A Figura 2.5 mostra um grafo de topologia de rede,  $G$ , com cinco nós, e o custo de cada enlace entres os nós.

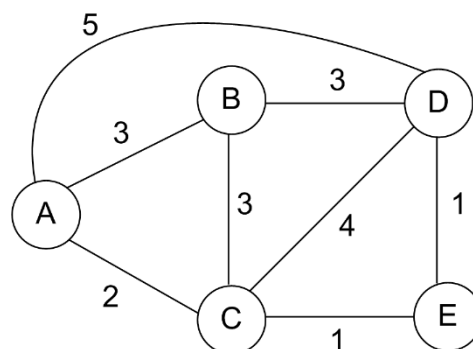


Figura 2.5 – Exemplo de um grafo de rede.  
Fonte: Adaptado de Javaid (2013).

Neste exemplo, será utilizado o algoritmo de Dijkstra para encontrar os caminhos de menor custo para os nós de A a D. Dessa forma, são definidos:

- $V = \{A, B, C, D, E\}$  é a identificação dos nós na rede;

- Nó origem  $s = A$ ;
- $S$  é o conjunto de nós que foram visitados, processados, até o momento;
- $c(i, j)$  é igual ao custo do enlace do nó  $i$  para o nó  $j$ , desde que esses dois nós estejam diretamente conectados; Caso contrário, esse valor é  $\infty$ , quando não há enlace entre os nós  $i$  e  $j$ ;
- $D(s, v)$  é o custo do menor caminho (caminho de menor custo) do nó origem  $s$  para o nó  $v \in V$ , conhecido até agora;
- $P(v)$  é o nó predecessor ao longo do caminho da origem  $s$  para  $v$ , que será o próximo  $v$ .

As etapas percorridas desse algoritmo são mostradas a seguir:

1) Inicialização:

- $S = \{A\}$  inicializa o conjunto  $S$  contendo o nó origem  $A$ ;
- Calcula  $D(s, v)$  para  $v$  que está no conjunto  $V$ , mas não está no conjunto  $S$ . É necessário calcular  $D(s, v)$  para  $v = B, C, D, E$ ;

Tabela 2.3 – Cálculo do  $D(s, v)$  para  $v = B, C, D, E$ .

$v$	$D(s, v) = c(s, v) = c(A, v)$	$P(v)$
B	3	A
C	2	A
D	5	A
E	$\infty$	Sem enlace

2) Obtenção do próximo nó:

- É encontrado um nó  $w$  não presente em  $S$  tal que  $D(s, w)$  seja mínimo. Esse é o menor  $D(s, w)$  na etapa anterior. É adicionado esse nó,  $w$ , no conjunto  $S$ . Se existir mais de um  $D(s, w)$  com valores iguais, é escolhido aleatoriamente um dos nós;
- Neste caso,  $D(s, C) = 2$  é o menor valor. Assim, o vértice  $C$  é adicionado ao conjunto  $S$ :  $S = \{A, C\}$ ;

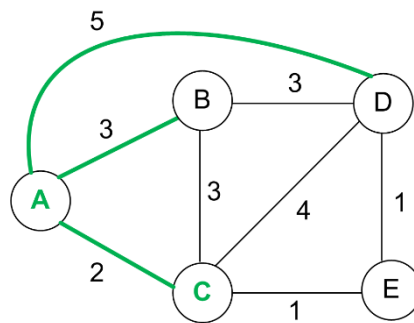


Figura 2.6 – Adição do vértice C ao conjunto S.

3) Atualização dos custos para os caminhos mais curtos:

- $D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, C) + c(C, v)]$  para os nós  $v = B, D, E$ ;

Tabela 2.4 – Cálculo do  $D(s, v)$  para  $v = B, D, E$ .

$v$	$D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, C) + c(C, v)]$	$D(s, v)$	$P(v)$
B	$D(s, B) = \min[D(s, B), D(s, C) + c(C, B)] = \min[3, 2 + 3]$	3	A
D	$D(s, D) = \min[D(s, D), D(s, C) + c(C, D)] = \min[5, 2 + 4]$	5 Novo	C
E	$D(s, E) = \min[D(s, E), D(s, C) + c(C, E)] = \min[\infty, 2 + 1]$	3 Novo	C

4) Obtenção do próximo nó:

- É encontrado um nó  $w \in V - S$ , tal que  $D(s, w)$  da etapa anterior seja mínimo. E adicionado o nó  $w$  ao conjunto  $S$ ;
- Neste caso,  $D(s, E)$  e  $D(s, B)$  têm o mesmo menor valor de custo igual a 3. Então, seleciona-se um deles de forma aleatória. Assim, o nó  $w = E$  é adicionado ao conjunto  $S$ :  $S = \{A, C, E\}$ ;

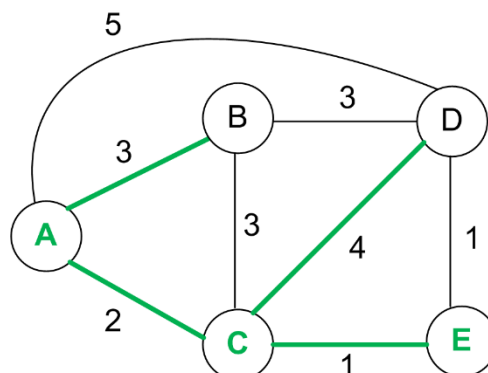


Figura 2.7 – Adição do vértice E ao conjunto S.

5) Atualização dos custos para os caminhos mais curtos:

- $D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, E) + c(E, v)]$  para os nós  $v = B, D$ ;

Tabela 2.5 – Cálculo do  $D(s, v)$  para  $v = B, D$ .

$v$	$D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, E) + c(E, v)]$	$D(s, v)$	$P(v)$
B	$D(s, B) = \min[D(s, B), D(s, E) + c(E, B)] = \min[3, 3 + \infty]$	3	A
D	$D(s, D) = \min[D(s, D), D(s, E) + c(E, D)] = \min[5, 3 + 1]$	4 Novo	E

6) Obtenção do próximo nó:

- É encontrado  $w \notin S$  com o menor  $D(s, v)$  presente na etapa anterior e adicionado a  $S$ .  $D(s, B) = 3$  possui o menor valor e, assim,  $w = B$  é adicionado no conjunto  $S$ :  $S = \{A, C, E, B\}$ ;

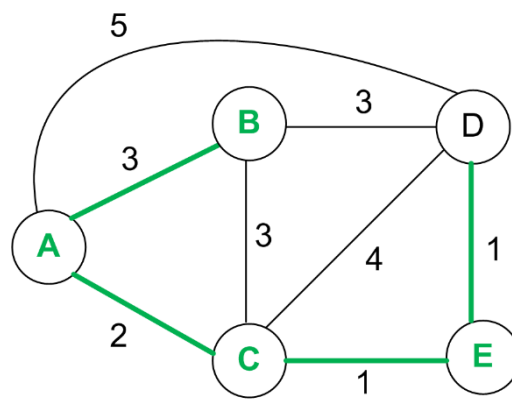


Figura 2.8 – Adição do vértice B ao conjunto S.

7) Atualização dos custos para os caminhos mais curtos:

- $D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, B) + c(B, v)]$  para o nó  $v = D$ ;

Tabela 2.6 – Cálculo do  $D(s, v)$  para  $v = D$ .

$v$	$D(s, v) = \min [D(s, v), D(s, B) + c(B, v)]$	$D(s, v)$	$P(v)$
D	$D(s, D) = \min[D(s, D), D(s, B) + c(B, D)] = \min[4, 4 + 3]$	4	E

8) Obtenção do próximo nó:

- É encontrado o menor  $D(s, v)$  presente na etapa anterior e adicionado esse nó  $v$  a  $S$ .  $D(s, D)$  é o único que existe, então o nó  $w = D$  é adicionado no conjunto  $S$ :  $S = \{A, C, E, B, D\}$



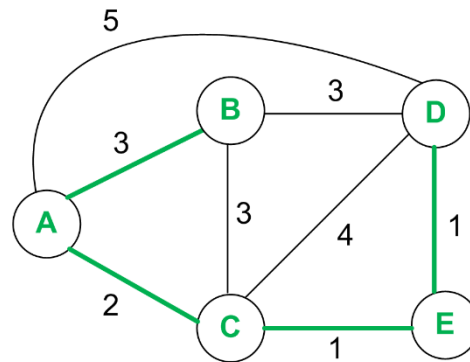


Figura 2.9 – Adição do vértice D ao conjunto S.

Como  $S = V$ , o algoritmo termina.

Na Tabela 2.7 são mostrados alguns caminhos de A a D como exemplo para entendimento do custo de cada etapa, nota-se que nem sempre o menor caminho tem o menor custo. O menor caminho de A a D direto possui um custo com valor 5, o caminho relativamente maior, A - C - E - D, possui um custo menor, com valor 4, o que o torna mais vantajoso.

Tabela 2.7– Exemplo simplificado.

Nó origem ( $s$ )	Nó destino ( $v$ )	Caminho	Custo $D(s, v)$
A	D	A - D	5
A	D	A - B - D	6 (3+3)
A	D	A - C - D	6 (2+4)
A	D	A - C - E - D	4 (2+1+1)

O entendimento desse algoritmo é importante, uma vez que neste trabalho utilizamos o algoritmo Dijkstra conjuntamente com a métrica proposta por Maceno et al. (2019) adaptada para encontrar os caminhos mais vantajosos em termos de energia.

Em geral, os trabalhos da literatura que não desenvolveram algoritmos de roteamento próprios, utilizaram o Dijkstra como algoritmo de roteamento tendo em vista ser um benchmark para solução de problemas de roteamento, cujos custos são não negativos.

#### 2.4.3 Topologia dinâmica das redes de satélites

A topologia de rede é a estrutura organizacional, e pode ser descrito física ou logicamente. A topologia física é a verdadeira aparência ou layout da rede, enquanto que a lógica descreve o fluxo de dados através da rede.

A topologia física representa como as redes estão conectadas (layout físico) e o meio de conexão dos dispositivos de redes (nós ou nodos). A forma com que os cabos são

conectados, e que genericamente chamamos de topologia da rede (física), influencia em diversos pontos considerados críticos, como a flexibilidade, velocidade e segurança. A topologia física da rede de satélites LEO é a disposição física dos satélites no espaço.

A topologia lógica refere-se à maneira como os dados são transmitidos através da rede a partir de um dispositivo para o outro sem ter em conta a interligação física dos dispositivos. Topologias lógicas são capazes de serem reconfiguradas dinamicamente, na rede de satélites LEO são os enlaces satelitais, chamados ISLs.

Neste trabalho, a topologia da rede de satélites LEO utilizada é mostrada na Figura 2.10. Nessa topologia, existem 214 enlaces ( $k$  e  $l$ ) unidirecionais do Grafo  $G(V, A)$ . Os números representam cada um dos 66 satélites, pode-se também observar através das setas os enlaces ISLs entre eles.

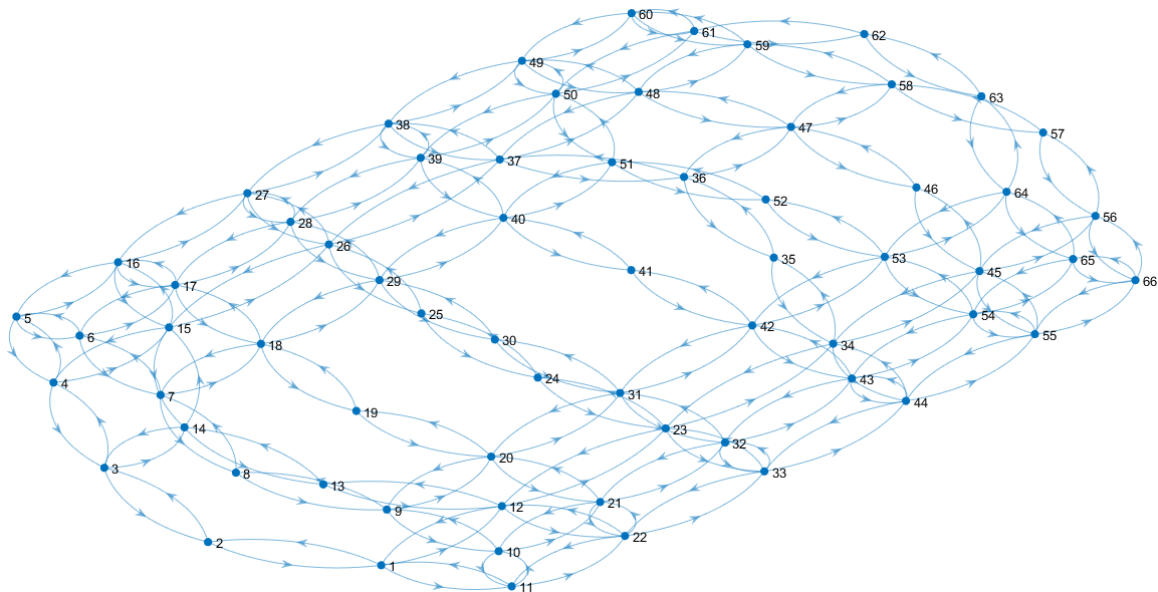


Figura 2.10 - Topologia dinâmica da rede em um determinado instante de tempo.

A Figura 2.11 ilustra um exemplo do grafo com os pesos calculados para cada enlace  $k$  e  $l$ . Em destaque, na cor verde, podemos observar a rota entre os satélites 4 e o 53 que é  $\{(4, 15), (15, 16), (16, 27), (27, 38), (38, 49), (49, 50), (50, 51), (51, 52), (52, 53)\}$ , com custo mínimo de 5,3624.

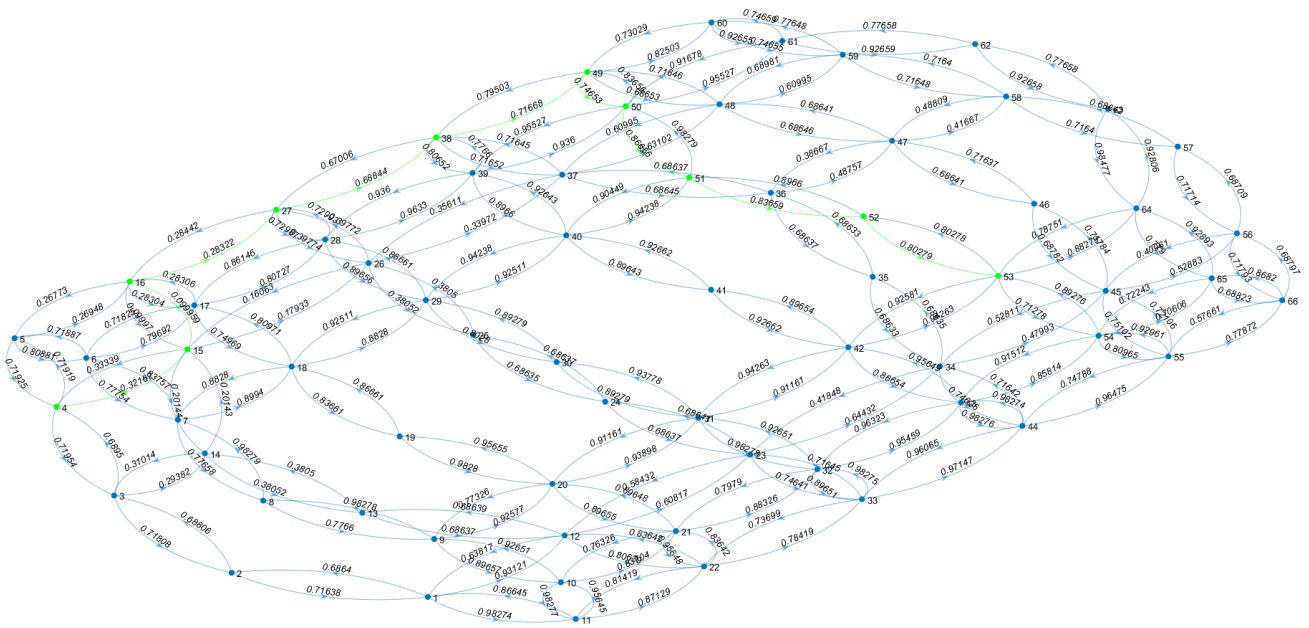


Figura 2.11 – Exemplo de rotas origem e destino, entre os satélites 4 e 53.

## 2.5 CONSIDERAÇÕES

Neste capítulo, foram mostrados os fundamentos teóricos das técnicas utilizadas neste trabalho, com alguns comentários sobre como um determinado conceito, técnica ou método se encaixa no escopo deste trabalho.

Apresentou-se também uma explicação detalhada de todo o segmento espacial, bem como suas características.

No próximo capítulo, será feita uma revisão dos principais trabalhos da literatura relacionados com o tema otimização do consumo de energia em redes de satélites LEO.

## CAPÍTULO 3

---

### 3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo, apresentam-se as principais técnicas utilizadas e propostas para o roteamento de tráfego em redes de satélite LEO, visando à otimização do consumo de energia dessas redes de satélites. O intuito deste capítulo é apresentar abordagens utilizadas pelos trabalhos da literatura a fim de se ter um comparativo no que o trabalho ora proposto se diferencia.

#### 3.1 TRABALHOS RELACIONADOS

Nesta seção apresentam-se alguns trabalhos da literatura, que abordam temas relacionados ao roteamento em redes de satélites LEO, visando à eficiência energética.

- a) “*Energy-Efficient Network Transmission Between Satellite Swarms and Earth Stations Based on Lyapunov Optimization Techniques*” dos autores Fang et al. (2014).

Fang et al. (2014) propõem um algoritmo baseado na otimização de Lyapunov para maximizar a carga de tráfego entre diferentes enlaces satelitais e minimizar o consumo geral de energia ao longo do tempo. Os autores modelam o problema em sistema de satélite baseado em enxame, composto por satélites operários, satélites mensageiros e estações terrestres. Os operários agrupam-se continuamente e armazenam temporariamente informações de dados coletados por equipamentos específicos. Os mensageiros recebem dados dos operários por ISLs e envia-os para as estações terrestres via enlaces UDLs (*up-down-links*). O intuito dos autores foi projetar um sistema *online* flexível e um algoritmo de controle robusto que se adapte automaticamente aos sistemas variantes de tempo, tomando decisões para resolver o problema de minimização estocástica de energia.

Os autores comparam os resultados do algoritmo proposto com os do algoritmo intuitivo online LBMin. Ambos os algoritmos obtiveram, praticamente, o mesmo consumo de energia. No entanto, o algoritmo proposto pelos autores obteve vazão de dados maior entre 4,64% e 11,44%, no mesmo intervalo de tempo.

b) “On Routing for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Networks” dos autores Hussein et al. (2014).

Hussein et al. (2014) propõem duas novas métricas de roteamento: LASER (*Loction and loAd SEnsitive Routing*) e SLIM (*Signal-free routing for Maximizing satellite*). O objetivo dos autores era equilibrar o atraso de propagação e profundidade de descarga da bateria em satélites LEO. A LASER combina o nível de carga da bateria com o tempo de atraso, sem levar em consideração o tempo em que o satélite ficou em eclipse, conforme é mostrado na Equação (3.1). A SLIM torna menos atrativos os satélites que estão mais tempo em eclipse. Os autores resolvem o modelo usando o *Network Simulator* (NS 2.34) com o algoritmo de roteamento Dijkstra e aplicam as métricas na constelação *Iridium*. Os parâmetros usados pelos autores foram: capacidade da bateria de 117 Kjoule, potência de transmissão de 7 watt, potência de recepção de 3 watt e operação nominal (energia gasta sem transmissão ou recepção de dados) de 4 watt.

$$\text{LASER} = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T_{min}}{T_{max} - T_{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}} \quad (3.1)$$

Onde:

- $w_1$  é o peso atribuído ao parâmetro  $T_{k,l}$  ;
- $T_{k,l}(t)$  é o tempo de propagação no enlace entre os satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ,
- $w_2$  é o peso atribuído ao parâmetro  $D_{k,l}$ ;
- $D_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende do nível de bateria dos satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ,

$$D_{k,l}(t) = \frac{e_k}{B_k(t)} + \frac{e_l}{B_l(t)} \quad (3.2)$$

- $e_k$  é igual a 1 se o satélite  $k$  está em eclipse e 0 caso contrário;
- $e_l$  é igual a 1 se o satélite  $l$  está em eclipse e 0 caso contrário;
- $B_k(t)$  é a energia residual (em joules) do satélite  $k$  no instante  $t$ ;
- $B_l(t)$  é a energia residual (em joules) do satélite  $l$  no instante  $t$ ;
- $B_{max}$  é a energia máxima da bateria, estipulada em 117.000 joules (J).

Os autores obtiveram uma redução na profundidade de descarga em cerca de 11%, e 16%, para a LASER e SLIM, respectivamente, comparado com algoritmo Dijkstra sem essas métricas.

- c) “*Network Pruning for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Constellations*” dos autores Hussein et al. (2015).

Hussein et al. (2015) propõem as heurísticas BASIC (*Basic Link Pruning*) e SNAP (*poSition Aware Pruning*) para solucionar o problema de minimização do consumo total de energia dos links desativados (podados) em uma rede de satélites LEO. O BASIC é baseado na observação dos enlaces que não estão no caminho mais curto e dificilmente haverá tráfego e, portanto, poderá ser desligado com segurança. O SNAP é um aprimoramento do BASIC, remove somente os enlaces que estão em áreas de eclipse e áreas com pouco tráfego. Os autores modelaram o problema de forma a minimizar a energia total consumida nos enlaces eclipsados na constelação.

Os autores solucionam o problema utilizando CPLEX, para a rede sem poda, e Matlab para implementar as heurísticas propostas. Obtiveram 40% e 80% de aumento no tempo de vida útil do satélite, respectivamente, para o BASIC e o SNAP, com limite máximo da utilização do enlace de até 50%, quando comparado com o resultado da topologia sem poda.

- d) “*Towards Energy-Efficient Routing in Satellite Networks*” dos autores Yang et al. (2016).

Yang et al. (2016) propõem três algoritmos GreenSR-B, GreenSR-A e GreenSR para solucionar o problema de roteamento de satélite com eficiência energética (EESR – *Energy-Efficient Satellite Routing*), cujo objetivo é minimizar o custo total de uma rede de satélite em um longo período, controlando o tráfego de rede e colocando os roteadores espaciais subutilizados em modo de hibernação, de modo a economizar energia e prolongar a vida útil das células das baterias e, conseqüentemente, o tempo de vida do satélite.

Os autores definem uma linha de base de vida que é o ciclo de vida quando o DOD é 100%. Essa linha de base de vida funciona como um reservatório, e desenvolveram uma função que descreve a vida “consumida” desse reservatório para uma descarga com qualquer DOD. Essa linha de base é dada pela soma da descarga no tempo anterior com a fração de energia da carga da bateria consumida no tempo atual. Essa fração é calculada levando em consideração a demanda por energia dos outros dispositivos no satélite, a taxa de energia consumida para cada nó e o período de eclipse.

Os autores avaliam os algoritmos por meio de simulações com a rede de satélite LEO, constelação Walker. Essa constelação consiste em 6 órbitas polares, com 12 satélites espalhados uniformemente em cada órbita. Assim, existem 72 nós no total, e a distância entre dois satélites vizinhos é de 30 graus, ambos em longitude e latitude. Um enlace espacial é instalado entre dois satélites vizinhos na mesma órbita, e entre dois satélites

vizinhos em duas órbitas vizinhas. Porém, nenhum enlace é instalado entre a 1ª órbita e a 6ª órbita porque os satélites circulam em direções opostas. Todas as órbitas têm uma altura de 1700 km, e o período de órbita é de cerca de 2 horas. A posição de cada satélite é calculada a cada intervalo de 5 minutos e, então, a topologia de rede para a simulação é obtida.

Os autores obtiveram os seguintes resultados em comparação ao roteamento do caminho mais curto solucionado pelo algoritmo Dijkstra: a) Redução média do número de ciclos consumidos de 33,32%, 6,74% e de 29,2%, respectivamente, para os algoritmos GreenSR-A, GreenSR-B e GreenSR; b) Aumento médio do ciclo de vida das baterias dos satélites de 49,97%; 7,23% e de 41,24% para os algoritmos GreenSR-A, GreenSR-B e GreenSR, respectivamente. Os resultados mostram que GreenSR pode prolongar a vida útil das células da bateria de satélite em 41,24% em comparação com o roteamento de caminho mais curto, com pequenos comprimentos de caminho e taxa de utilização do enlace.

e) “*Enabling Green Networking with a Power Down Approach in LEO Satellite Constellations*” dos autores Hussein et al. (2017).

Hussein et al. (2017) propõem as heurísticas MNH (*Minimum Nodes Heuristics*) e MENH (*Minimum Eclipsed-Nodes Heuristic*) para solucionar o problema de minimização do consumo total de energia do enlace eclipsado em uma constelação de satélites. O MNH ativa o número mínimo de nós de satélite de forma que todos os fluxos possam ser atendidos, não faz distinção entre ativar satélites em eclipse ou no sol. O MENH procura ligar os satélites no sol, em detrimento dos que estão em eclipse. A função objetivo minimiza o consumo total de energia dos enlaces eclipsados na constelação.

Os autores usam o CPLEX para simular a rede sem poda, comparando com os resultados obtidos pelo MNH e MENH solucionados com o Matlab. As heurísticas MNH e MENH obtiveram uma economia de energia de 23% e 51%, respectivamente, com utilização do link de 50%, quando comparada à obtida pela topologia original solucionada pelo CPLEX.

f) “*Energy-Efficient Collaborative Data Downloading by Using Inter-Satellite Offloading*” dos autores Zhang e Zhou (2019).

Zhang e Zhou (2019) propõem um algoritmo iterativo (CoDId-EE – *Energy-Efficient Iterative Collaborative Data Downloading Algorithm*) para minimizar o consumo de energia na transmissão de dados, maximizando a taxa de transferência e satisfazendo o requisito de atraso. Os autores modelam a expressão de energia consumida com a soma da energia de transmissão entre satélites, e com a energia de transmissão do satélite para a estação terrestre. Os autores solucionam o modelo com a ferramenta STK.

Os resultados obtidos pelo método proposto pelos autores foram comparados aos obtidos pelo método CoDId de Jia X., Lv T., et al. (2017). Para o consumo de energia, os autores consideraram os seguintes cenários: 1) Para carga leve de tráfego, entre 40%-50% da capacidade da estação terrestre; 2) Para carga média de tráfego, entre 70%-80% da capacidade da estação terrestre, e; 3) Para carga pesada de tráfego, entre 90%-105% da capacidade da estação terrestre. Ambos os algoritmos apresentaram a mesma vazão. No entanto, o consumo de energia para o CoDId-EE foi 35%, 40% e 50% menor do que os do CoDId, considerando os cenários 1, 2 e 3, respectivamente.

g) “*Roteamento Ciente da Capacidade e Consumo Energético em Redes de Satélites LEO*” dos autores Maceno et al. (2019).

Maceno et al. (2019) propõem uma nova métrica denominada ECARs (*Energy and Capacity Aware Routing*) com o objetivo de maximizar a demanda de tráfego atendida, minimizando o consumo energético das baterias dos satélites que estão na área de eclipse. Os autores consideram a constelação *Iridium* de satélites LEO. A métrica ECARs dos autores é uma extensão da métrica LASER de Hussein et al. (2015). A diferença é que a ECARs leva em consideração a capacidade do enlace, que não é incorporada pela LASER.

$$ECAR_S = LASER + w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P_{min}}{P_{max} - P_{min}} \quad (3.3)$$

Expandindo a Equação (3.3), obtém-se:

$$ECAR_S = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T_{min}}{T_{max} - T_{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}} + w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P_{min}}{P_{max} - P_{min}} \quad (3.4)$$

Onde:

- $w_1$  é o peso atribuído ao parâmetro  $T_{k,l}$  ;
- $T_{k,l}(t)$  é o tempo de propagação no enlace entre os satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ,
- $w_2$  é o peso atribuído ao parâmetro  $D_{k,l}$ ;
- $D_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende do nível de bateria dos satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ,

$$D_{k,l}(t) = \frac{e_k}{B_k(t)} + \frac{e_l}{B_l(t)} \quad (3.5)$$

- $e_k$  é igual a 1 se o satélite  $k$  está em eclipse e 0 caso contrário;



- $e_l$  é igual a 1 se o satélite  $l$  está em eclipse e 0 caso contrário;
- $B_k(t)$  é a energia residual (em joules) do satélite  $k$  no instante  $t$ ;
- $B_l(t)$  é a energia residual (em joules) do satélite  $l$  no instante  $t$ ;
- $B_{max}$  é a energia máxima da bateria, estipulada em 117.000 joules (J);
- $w_3$  é o peso atribuído ao parâmetro  $P_{k,l}$ ;
- $P_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende da capacidade do enlace  $C_{k,l}(t)$  entre os satélites  $k$  e  $l$  em um determinado instante de tempo  $t$ ;

$$P_{k,l}(t) = 1 - \frac{C_{k,l}(t)}{C_{isl}} \quad (3.6)$$

- $C_{k,l}(t)$  é a capacidade (em Mbps) do enlace entre o satélite  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ;
- $C_{isl}$  é a capacidade total (em Mbps) do enlace.

Os autores obtiveram uma melhoria da demanda atendida em 14%. A porcentagem de fontes bloqueadas para a métrica ECARs obtida foi melhor que a obtida pela métrica LASER, menor que 4% para as taxas de CBR de 0,5 a 1,5 Mbps.

h) “*Routing algorithms with efficient resource utilization for LEO Satellite Networks*” dos autores Zhang et al. (2019).

Zhang et al (2019) propõem dois algoritmos para minimizar o número de enlaces intersatelitais usados em tráfego de baixa prioridade, maximizando os enlaces para serviços de maior prioridade, como estratégia de balanceamento de carga em rede de satélite LEO. Um dos algoritmos é baseado no caminho mais curto, Optimal-Dij. O outro é baseado na heurística colônia de formiga, Optimal-Ant. Os autores comparam os resultados dos algoritmos propostos com o algoritmo de roteamento apenas usando o algoritmo Dijkstra (Noptimal).

Os autores avaliam o desempenho dos algoritmos Optimal-Dij e Optimal-Ant através da simulação de uma constelação *Iridium* da rede de satélites LEO simulada na ferramenta STK (*Satellite Tool Kit*), onde cada satélite possui 4 ISLs, dois ISLs intra-órbitas e dois ISLs de órbitas adjacentes. O número total de ISLs é 264, e os enlaces usados pelo tráfego EF são 144, restando apenas 120 ISLs que podem ser otimizados.

Os autores conseguiram reduzir o número de enlaces ISLs que podem ser otimizados em 35% e 50%, respectivamente, para o Optimal-Dij e Optimal-Ant, melhores do que o obtido pelo algoritmo *Noptimal*. Quanto à latência, os algoritmos Optimal-Dij e Optimal-Ant apresentaram um aumento em cerca de 5,42 ms e 5,04 ms, respectivamente, a

variância de utilização do enlace ficou em 0,27 e 0,3 para o Optimal-Dij, e entre 0,285 e 0,32 Optimal-Ant maiores que a do *Noptimal*.

- i) “*Multi-service Routing with Guaranteed Load Balancing for LEO Satellite Networks*” dos autores Dai et al. (2020).

Dai et al. (2020) propõem o algoritmo MSR-GLB (*Multi-Service Routing with Guaranteed Load Balancing*) que equilibra a carga da rede enquanto atende aos requisitos multisserviços de QoS. Os autores definem os fatores de informação de localização geográfica (GLIF) para balancear a carga da rede pelo escalonamento dos ISLs com baixas cargas. Para isso, eles minimizam uma função objetivo que incorpora os parâmetros de atraso, capacidade residual, taxa de perda de pacote e GLIF.

Os autores consideram a constelação *Iridium* da rede de satélites LEO simulada na ferramenta STK, com capacidade do ISL de 10 Mbit/s, cada enlace de saída com um *buffer* de 4MB, tamanho do pacote médio de 500 B. Tempo de simulação de 100 minutos. O algoritmo MSR-GLB proposto pelos autores inclui a regra de transição de estado e a regra de atualização de feromônios. A regra de transição do estado baseia-se nas informações de QoS e no link GLIF, e a regra de atualização de feromônios possuem as características do mecanismo de *feedback* positivo e negativo. Os resultados obtidos pelo algoritmo proposto foram comparados com os obtidos pelo algoritmo de roteamento de balanceamento de carga baseado em otimização de colônia de formigas na rede de satélite LEO (CAL-LSN, de Wang et al. (2013)) e o algoritmo de roteamento sob demanda de múltiplos serviços (MOR, de Karapantazis et al. (2009)).

O atraso fim-a-fim obtido ficou em torno de 0,27, 0,28 e 0,30 segundos respectivamente, para o MSR-GLB, CAL-LSN e MOR. A taxa de perda de pacote obtida foi cerca de 0,1, 0,235 e 0,28%, respectivamente, para o MSR-GLB, CAL-LSN e MOR. O tráfego de vazão foi de 3,52, 2,5, e 3,1 Mbit/s, respectivamente, para o MSR-GLB, CAL-LSN e MOR. E finalmente, o índice de distribuição de tráfego obtido foi de 0,093, 0,0735 e 0,081%, respectivamente, para o MSR-GLB, CAL-LSN e MOR.

- j) “*E-CGR: Energy-Aware Contact Graph Routing over NanoSatellite Networks*” dos autores Marchese e Patrone (2020).

Marchese e Patrone (2020) propõem um algoritmo de roteamento com ciência de energia, chamado E-CGR, permitindo que nano satélites conservem energia e funcionem continuamente com incremento no desempenho. O objetivo do método dos autores é tornar as estações terrestres cientes da energia disponível nos nano satélites para enviar dados

somente quando os nano satélites tiverem energia suficiente para realizar o encaminhamento dos pacotes. O E-CGR explora informações a priori sobre horário de início e término, além do volume de tráfego dos contatos, o algoritmo dos autores é baseado no algoritmo roteamento de grafo de contato (CGR – *Contact Graph Routing* – de Burleigh (2010)), que é amplamente empregado em redes DTNs (*Delay and Disruption Tolerant Networking paradigm* – paradigma de rede tolerante a atrasos e interrupções).

Os resultados obtidos pelos autores usando E-CGR e CGR padrão foram comparados através de duas métricas de desempenho: a) a média do tempo de entrega, e; b) a porcentagem de pacotes entregues. As simulações foram realizadas no *Network Simulator 3 (NS3)*.

O E-CGR obtém tempo médio de entrega menor em até 31%, com o aumento de  $nGSs$ , e de 35%, com o aumento dos  $nGTs$  em relação ao CGR. O número de pacotes configuráveis que não foram entregues no final da simulação com o CGR padrão é considerável, até 17%, aumentando os  $nGSs$  (número de estações terrestres) e até 27%, pelo aumento dos  $nGTs$ . Esses percentuais são reduzidos, respectivamente, para 10% e 17% usando E-CGR proposto pelos autores.

k) “*Efficient Power Control for Satellite-Borne Batteries Using Q-Learning in Low-Earth-Orbit Satellite Constellations*” dos autores Tsuchida et al. (2020).

Tsuchida et al. (2020) utilizam *Q-Learning* para o problema de alocação de energia na comunicação satélite-terra, usando satélites LEO. Os autores determinam a energia de transmissão de cada satélite LEO no tempo de transmissão de tráfego por meio do *Q-learning* para controlar dinamicamente a energia de transmissão de acordo com o volume de tráfego e o status da bateria. O objetivo dos autores é prolongar a vida útil das baterias, controlando a potência de transmissão para o processamento de tráfego dos satélites no mesmo plano orbital.

No trabalho desses autores, o satélite controla a capacidade da linha alterando a relação sinal-ruído (SNR). Assim, a capacidade do canal do satélite com a bateria degradada é reduzida, e o tráfego processado pelo satélite com esta bateria é controlado. Simultaneamente, o terminal não processado é usado como um terminal de espera, e os satélites adjacentes existentes no mesmo plano orbital processam o tráfego. Isso reduz as cargas de bateria dos satélites que se deterioraram. Quando um satélite com um estado de bateria degradado e um satélite com nenhuma degradação dessa natureza consome a mesma quantidade de energia, a bateria do satélite degradado experimenta uma carga maior.

No método proposto, a carga da bateria é equalizada para processamento do tráfego entre o satélite degradado e seus satélites vizinhos. Portanto, é necessário formular a carga exercida pelo tráfego processado durante a vida útil da bateria. No entanto, se a carga da bateria for equalizada apenas no satélite adjacente, podem surgir situações em que a carga não pode ser equalizada sobre o próximo satélite adjacente. Assim, os autores propõem um método de controle de potência de transmissão que cooperativamente reduz a carga nos satélites LEO no mesmo plano orbital e de satélites que estejam em área de sombra usando *Q-learning*. Como resultado, os autores obtiveram um aumento no tempo de vida útil das baterias dos satélites LEO em torno de 45% em média para satélites no mesmo plano orbital.

A Tabela 3.1 mostra um resumo das principais características desses artigos, tais como:

- a) proposta – o que cada trabalho se propõe a fazer, bem como quais algoritmos ou métricas são utilizados para solução do problema;
- b) materiais/cenário – constituídos pela constelação do estudo aplicado e da plataforma de simulação;
- c) medidas de desempenho – quais os resultados alcançados com a proposta do trabalho.

Tabela 3.1 – Resumo dos artigos selecionados.

Ano / Autor	Título	Proposta	Cenário	Resultados
2014 / Fang et al.	<i>Energy-Efficient Network Transmission Between Satellite Swarms and Earth Stations Based on Lyapunov Optimization Techniques.</i>	Proposta de um algoritmo para maximizar a carga de tráfego entre diferentes links satelitais e minimizar o consumo de energia ao longo do tempo, utilizando a abordagem de enxame.	Sistema de satélite F6 (Constelação Militar DARPA), com 5 satélites operários e 50 mensageiros.	Taxa de vazão: 4,64% e 11,44% maior no mesmo intervalo de tempo, em relação ao algoritmo intuitivo online LBMin.
2014 / Hussein et al.	<i>On Routing for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Networks.</i>	Propuseram duas métricas de roteamento, LASER e SLIM, para encontrar. Um equilíbrio entre a vida útil e o desempenho da bateria dos satélites.	Constelação <i>Iridium</i> do satélite LEO. Plataforma de Simulação: Network Simulator (NS2.34).	Nível de descarga da bateria: Redução de 11% e 16% para LASER e SLIM; Taxa de Entrega de pacote (de 0,5 a 1,5 Mbps): SLIM obteve uma taxa 3,1% maior que o DSP.
2015 / Hussein et al.	<i>“Network Pruning for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Constellations”.</i>	Encontrar uma rede podada que minimiza o consumo total de energia dos <i>links</i> eclipsados na constelação.	Constelação de satélite <i>Iridium</i> . Ferramentas do CPLEX e o Matlab para simulação.	Links podados: SNAP: até 72%; BASIC: até 45%; Redução de descarga da bateria: BASIC: 6%;SNAP: 12%; Aumento do ciclo de vida da bateria: BASIC: 40%; SNAP: 80%; Aumento do tamanho médio do caminho (efeito colateral): SNAP: 21%; BASIC: 50%.

2016/ Yang et al.	Towards Energy-Efficient Routing in Satellite Networks	Propuseram três algoritmos (GreenSR-B, GreeSR-A e GreenSR) para resolver o problema de roteamento com eficiência energética em redes de satélite, que encaminha o fluxo de tráfego corretamente e comuta os roteadores espaciais para o modo de espera para economizar o consumo de energia, prologando a vida útil das células da bateria de satélite, e portanto, a vida útil do satélite.	Os autores avaliaram os algoritmos por meio de simulações com a rede de satélite LEO, constelação Walker. Essa constelação consiste em 6 órbitas polares, com 12 satélites espalhados uniformemente em cada órbita. Totalizando 72 satélites. A cada 5 minutos é calculada a posição de cada satélite, gerando uma nova topologia.	Redução média do número de ciclos consumidos: 1. GreenSR-A: 33,32% 2. GreenSR-B: 6,74%; 3. GreenSR: 29,2%; Aumento médio do ciclo de vida das baterias dos satélite: 1. GreenSR-A: 49,97%; 2. GreenSR-B: 7,23% 3. GreenSR: 41,2%;
2017 / Hussein et al.	Enabling Green Networking with a Power Down Approach in LEO Satellite Constellations.	Encontrar um número mínimo de nós de satélites de forma a reduzir o consumo de energia e atender a demanda de tráfego atual. Para isso, os autores propuseram duas heurísticas MNH e MENH.	Constelação de satélites <i>Iridium</i> , LEO. Uso da ferramenta CPLEX 12.6 e Matlab.	Porcentagem de economia de energia CPLEX: ~ 65%; MENH: ~ 50%; MNH: ~ 20%; Tamanho da Rota MENH: aumento médio de ~ 1,15 %; MNH: aumento médio de ~ 1,15 %.
2019 / Zhang e Zhou	<i>Energy-Efficient Collaborative Data Downloading by Using Inter-Satellite Offloading.</i>	Propuseram um algoritmo iterativo (CoDId-EE, <i>Energy-Efficient Iterative Collaborative Data Downloading</i> ) para minimizar o consumo de energia. De transmissão de dados, maximizando a taxa de transferência e satisfazer o requisito de atraso.	Constelação Globalstar LEO. Ferramenta: STK	Consumo de energia: Para carga leve de tráfego (40%-50% da capacidade da estação terrestre): CoDId-EE foi cerca de 35% melhor. Para carga pesada de tráfego (90%-105% da capacidade da estação terrestre): CoDId-EE foi cerca de 50% melhor.

2019 / Maceno et al.	Roteamento Ciente da Capacidade e Consumo Energético em Redes de Satélites LEO.	Proposta de uma métrica denominada ECARs ( <i>Energy and Capacity Aware Routing</i> – Roteamento Consciente de Energia e Capacidade) com a finalidade de maximizar a demanda de tráfego atendida, minimizando o consumo energético das baterias dos satélites que estão na área de eclipse.	Constelação de satélites <i>Iridium</i> , LEO. Implementação de um Simulador em Matlab.	Demanda total atendida: ECARs: 14% a mais; Fontes bloqueadas: ECARs: menor de 4%.
2019 / Zhang et al.	<i>Routing Algorithms with Efficient Resource Utilization for LEO Satellite Networks.</i>	Propõe dois algoritmos de roteamento para minimizar o número de enlaces intersatelitais usados, de forma aperfeiçoar a largura de banda usada e economizar recursos em rede de satélite LEO.	Constelação de satélites <i>Iridium</i> , LEO. Ferramenta de simulação: <i>Satellite Tool Kit</i> (STK) <i>Simulator</i> .	Números links OISLs otimizados: Optimal-Dij: 35%; Optimal-Ant: 50%; Latência para AF ( <i>Assured Forwarding</i> ): Optimal-Dij: aumento de 5,42 ms; Optimal-Ant: aumento de 5,04 ms; Latência para BE ( <i>Best Effort</i> ): Optimal-Dij: aumento de 6,55 ms; Optimal-Ant: aumento de 8,51 ms;
2020 / Dai et al.	<i>Multi-service Routing with Guaranteed Load Balancing for LEO Satellite Networks</i>	Propuseram um algoritmo de roteamento (MSR-GLB) para realizar o balanceamento de carga levando em consideração o atraso, capacidade residual, taxa de perda de pacote e fator de informação de localização geográfica (GLIF) na seleção do caminho.	Constelação de satélites <i>Iridium</i> . Plataforma de simulação: <i>Satellite Tool Kit</i> (STK).	Atraso fim-a-fim: MSR-GLB: 0,27s; CAL-LSN: 0,28s; MOR: 0,30s; Taxa de perda de pacote: MSR-GLB: 0,1%; CAL-LSN: 0,235%; MOR: 0,28%; Vazão de tráfego: MSR-GLB: 3,52; CAL-LSN: 2,5 Mbit/s; MOR: 3,1 Mbit/s; Índice de distribuição de tráfego: MSR-GLB: 0,093%; CAL-LSN: 0,0735%; MOR: 0,081%.

2020 / March ese e Patron e	<i>E-CGR: Energy-aware Contact Graph Routing over Nanosatellite Networks</i>	Propõe um algoritmo de roteamento (E-CCG) com consciência de energia para redes de Nano satélites – DTN ( <i>Delay and Disruption Tolerant Networking</i> ) para permitir que os nano satélites preservem energia e funcionar continuamente com aumento de desempenho.	Constelação de nano satélites LEO. Ambiente de simulação: Network Simulator 3 (NS3).	Tempo médio de entrega de pacotes: O E-CCR obtém tempo médio menor de até 31%, com o aumento de <i>nGSs</i> , e de 35%, com o aumento dos <i>nGTs</i> , em relação ao CCG; Porcentagens de pacotes não entregues: CGR: 17%, aumentando o número estações terrestres ( <i>nGSs</i> ); até 27%, com o aumento dos terminais terrestres ( <i>nGTs</i> ); E-CGR: 10%, com o aumento dos <i>nGSs</i> ); 17%, com o aumento dos <i>nGTs</i> ).
2020 / Tsuchi da et al.	<i>Efficient Power Control for Satellite-Borne Batteries Using Q-Learning in Low- Earth-Orbit Satellite Constellations</i>	Prolongar a vida útil das baterias montadas em satélites no mesmo plano orbital usando aprendizado reforçado.	Constelação LEO consistindo de 40 satélites em 1 órbita, 13 satélites na área sombreada e cada satélite emitindo 16 feixes.	Aumento no tempo vida útil das baterias: ~45%;



### 3.2 CONSIDERAÇÕES E CONTRIBUIÇÃO DESTE TRABALHO

A partir dos trabalhos revisados na seção anterior, podemos concluir que:

- a) A maioria dos trabalhos limitou a capacidade do enlace para minimizar o consumo de energia, como são os casos de Hussein et al. (2015), Hussein et al. (2017), Zhang et al. (2019) e Zhang e Zhou (2019), considerando diferentes fatores de limiar;
- b) Trabalhos como de Hussein et al. (2014) e de Maceno et al. (2019) utilizam o algoritmo Dijkstra, após usarem métricas próprias para calcular o custo de cada enlace com base nas propostas a serem otimizada em cada trabalho;
- c) Todos os trabalhos apresentados acima não aplicaram limiar de carga mínima na bateria dos satélites, fazendo com que a bateria possa descarregar por completo, dessa forma, o satélite fica inutilizado e conseqüentemente diminui drasticamente sua vida útil.

Dessa forma, esse trabalho se diferencia dos demais à medida que pretende-se elaborar um método para balanceamento de carga entre satélites de uma constelação LEO, utilizando limiarização na bateria dos satélites combinado com mecanismos de pesos, adaptando a métrica proposta por Maceno et al. (2019). Além disso, para as redes dinâmicas como a LEO, em que a topologia muda com o tempo, será avaliado o comportamento dessa rede em um cenário de alta vazão (HTS – *High Throughput Satellite*), Zheng et al. (2019).

---

## 4. METODOLOGIA

Este trabalho possui duas propostas. A primeira tem por objetivo realizar o balanceamento de carga e minimizar o consumo de energia através do controle da carga mínima das baterias dos satélites, desabilitando os enlaces cuja energia da bateria não atende à restrição de carga mínima, alocando a transmissão para os satélites com maior carga em suas baterias. A segunda proposta também busca realizar o balanceamento de carga, através da atribuição de maiores valores de métrica para os enlaces com energia mínima da bateria. Dessa forma, a diferença entre as duas propostas é que na segunda não há a poda dos enlaces, somente aumento do valor da métrica atribuída a um enlace, ou seja, uma penalização.

Nesse capítulo, será descrito em detalhes o processo metodológico, a modelagem do problema, os métodos propostos e as métricas utilizadas para avaliação de desempenho dos resultados obtidos com a utilização dessas propostas. Serão descritos e apresentados também os materiais e a constelação de satélites utilizados neste estudo.

### 4.1 MATERIAIS

#### 4.1.1 Parâmetros da Simulação

Alguns dos parâmetros utilizados nas simulações realizadas neste trabalho são listados a seguir:

- a) Tempo de propagação;
- b) Carga residual da bateria dos satélites;
- c) Capacidade dos enlaces estabelecidos entre um par de satélites.

A constelação utilizada é a *Iridium* formada por satélites LEO que, conforme mencionado no Capítulo 2, compreende 66 satélites distribuídos em 6 órbitas.

A Tabela 4.1 mostra todos os parâmetros utilizados neste trabalho. Os valores dos parâmetros  $B_{max}$ ,  $P_t$ ,  $P_r$ ,  $P_o$ ,  $P_c$ ,  $ISL$  e  $CBR$  são os mesmos utilizados nos trabalhos de Hussein et al. (2014) e Maceno et al. (2019).

Tabela 4.1 – Parâmetros e valores utilizados para simulação neste trabalho.

Parâmetro	Valor
Capacidade máxima da bateria do satélite ( $B_{max}$ )	117 KJoule = 117.000 J
Potência de transmissão ( $P_t$ )	$P_t = 7 \text{ watt} = 7 \text{ J/s}$
Potência de recepção ( $P_r$ )	$P_r = 3 \text{ watt} = 3 \text{ J/s}$
Potência de operação nominal ( $P_o$ )	$P_o = 4 \text{ watt} = 4 \text{ J/s}$
Potência de captação ( $P_c$ )	$P_c = 20 \text{ watt} = 20 \text{ J/s}$
Tempo de intervalo de simulação ( <i>snapshot</i> )	100 segundos
Período orbital para o sistema <i>Iridium</i>	100 minutos
Tempo total de simulação (número de voltas)	90.000 segundos (15 voltas)
ISL	10 Mbps
CBR	1 Mbps
Número de Terminais (fontes)	100, 200, 400, 800 e 1.000
Limiar de carga na bateria ( $L_B$ )	0; 0,2; 0,3 e 0,5
Pesos	$[w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30]$ ; $[w_1^T = 0,15, w_2^D = 0,70 \text{ e } w_3^P = 0,15]$ ; $[w_1^T = 0,20, w_2^D = 0,60 \text{ e } w_3^P = 0,20]$ .

#### 4.1.2 Modelagem do Tráfego

Para modelar o tráfego, o globo foi dividido em determinado número de zonas, onde cada zona é responsável pela geração de certa quantidade de tráfego proporcional ao número de terminais compreendido nessa zona. A matriz de tráfego entre as zonas é definida de acordo com Chen e Ekici (2005). A seguir, são apresentados os detalhes dessa modelagem.

##### 4.1.2.1 Mapeamento das Zonas Geográficas

A demanda de tráfego foi baseada em dados históricos, e gerada com base no uso real da Internet (Miniwatts, 2020) e no modelo de Long (2014). A distribuição de tráfego com os níveis de densidade de usuários por região é mostrada na Figura 4.1. Nessa figura, observam-se as regiões da América do Norte, Europa, Ásia, América do Sul, África e Oceania. Cada uma dessas regiões é limitada por retângulos com bordas destacadas em vermelho. Os quadrados representam as zonas  $j$  em que o Globo foi dividido,  $12 \times 24 = 288$  zonas, com a dimensão da área de cada zona sendo de  $15^\circ \times 15^\circ$ .

Foi definido nível de densidade igual a 1, se a demanda de tráfego for inferior à 1,6 milhões de minutos dos usuários de Internet por ano. Esse nível de densidade é escalonado de acordo com o modelo proposto por Long (2014). A fim de reduzir a sobrecarga computacional, foram utilizadas apenas as zonas que possuem demanda de tráfego. Desse modo, do total de 288 zonas, apenas 120 delas tem um nível mínimo de densidade de usuários. O arquivo, *shapefile*, com os dados geoespaciais para elaboração desse mapa foi obtido do GISMAP (2020).

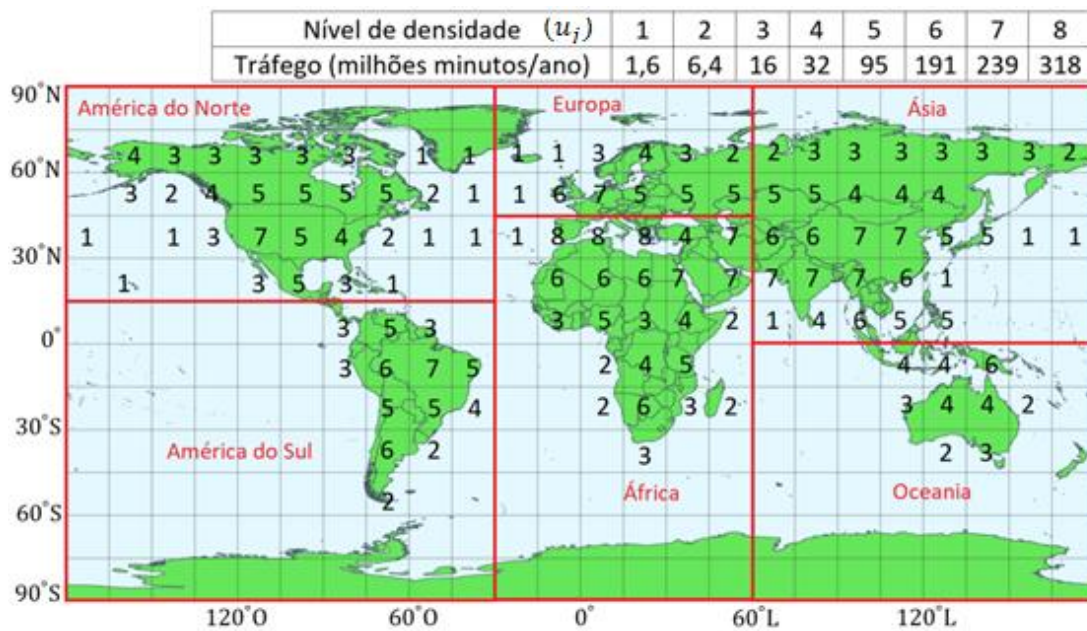


Figura 4.1 – Divisão da zona terrestre e níveis de densidade de usuário.  
Fonte: Adaptado de Long (2014).

#### 4.1.2.2 Número de Terminais

A Tabela 4.2 mostra o número de terminais (terminais de Internet) para cada continente, atualizados até Junho de 2020 e extraídos do site Miniwatts.

Tabela 4.2 – Valores para número de terminais e porcentagem por região, Miniwatts (2020).

Região	Número de terminais	Porcentagem (%)
América do Norte	436.745.577	7,48%
Europa	727.848.547	15,63%
Ásia	2.525.033.874	54,23%
América do Sul	371.127.426	7,97%
África	566.138.772	12,16%
Oceania/Austrália	28.917.600	0,62%

Conforme Miniwatts (2020), na região do Norte da América estão os seguintes países: Estados Unidos, Canadá, México, Cuba, Porto Rico, Bermuda, Groenlândia e St. Pierre & Miquelon. Os demais países da América Central e Caribe estão na região de influência da América do Sul.

O número de terminais é utilizado para calcular o nível de densidade de terminais para as diferentes zonas terrestres mostradas na Figura 4.1. A Equação 4.1 mostra como é calculada essa densidade, Chen e Ekici (2005).

$$h_j = \frac{u_j * N_h(k)}{\sum_i u(i)} \quad (4.1)$$

Onde:

- $h_j$  é o nível de densidade de terminais da zona  $j$ ;
- $u_j$  é o nível de densidade de usuários da zona  $j$ , conforme mostrado na Figura 4.1;
- $N_h(k)$  é o número de terminais do continente  $k$ ;
- $\sum_i u(i)$  é a soma do nível de densidade dos usuários das zonas do continente  $k$ .

#### 4.1.2.3 Matriz de Tráfego

A matriz de tráfego é obtida através do nível de densidade do usuário, nível de densidade do terminal e a distância entre os satélites  $i$  e  $j$ , conforme Equação (4.2), Chen e Ekici (2005).

$$T^{ij} = \frac{(u_i * h_j)^\alpha}{(d(i,j))^\beta} \quad (4.2)$$

Onde:

- $T^{ij}$  é a matriz de tráfego entre as zonas de origem  $i$  até a zona de destino  $j$ ;
- $u_i$  é o nível de densidade de usuários;
- $h_i$  é o nível de densidade de terminais;
- $d(i,j)$  é a distância entre os satélites;
- $\alpha$  e  $\beta$  são constantes, definidas como 0,5 e 1,5, respectivamente.

A matriz de tráfego gerada representa o tráfego entre todas as 120 zonas terrestres consideradas neste trabalho, possuindo uma dimensão de 120 (zonas de origem) por 120 (zonas de destino).

A Tabela 4.3 ilustra o percentual do fluxo de tráfego entre os continentes, considerando a matriz de tráfego obtida anteriormente. Ou seja, é o percentual calculado pela soma de tráfego de todas as zonas daquele continente. Em cada linha ou coluna da Tabela 4.3, a soma dos percentuais de tráfego de cada região (ex. América do Norte) resulta no valor 100%.

Tabela 4.3 – Exemplo de percentual de tráfego entre os continentes.

Origem	Destino					
	América do Norte	Europa	Ásia	América do Sul	África	Oceania/Austrália
América do Norte	54,50%	11,64%	20,47%	7,12%	5,60%	0,67%
Europa	7,76%	42,75%	29,60%	3,07%	16,35%	0,47%
Ásia	5,28%	11,46%	73,10%	1,54%	7,17%	1,45%
América do Sul	15,84%	10,24%	13,26%	48,87%	11,02%	0,78%
África	5,74%	25,14%	28,47%	5,07%	34,80%	0,77%
Oceania/Austrália	7,17%	7,63%	60,16%	3,75%	8,09%	13,21%

#### 4.1.3 Fluxograma

A Figura 4.2 ilustra o fluxograma com as etapas de simulação executadas pelo simulador utilizado neste trabalho, adaptado da pesquisa de Maceno et al. (2019).

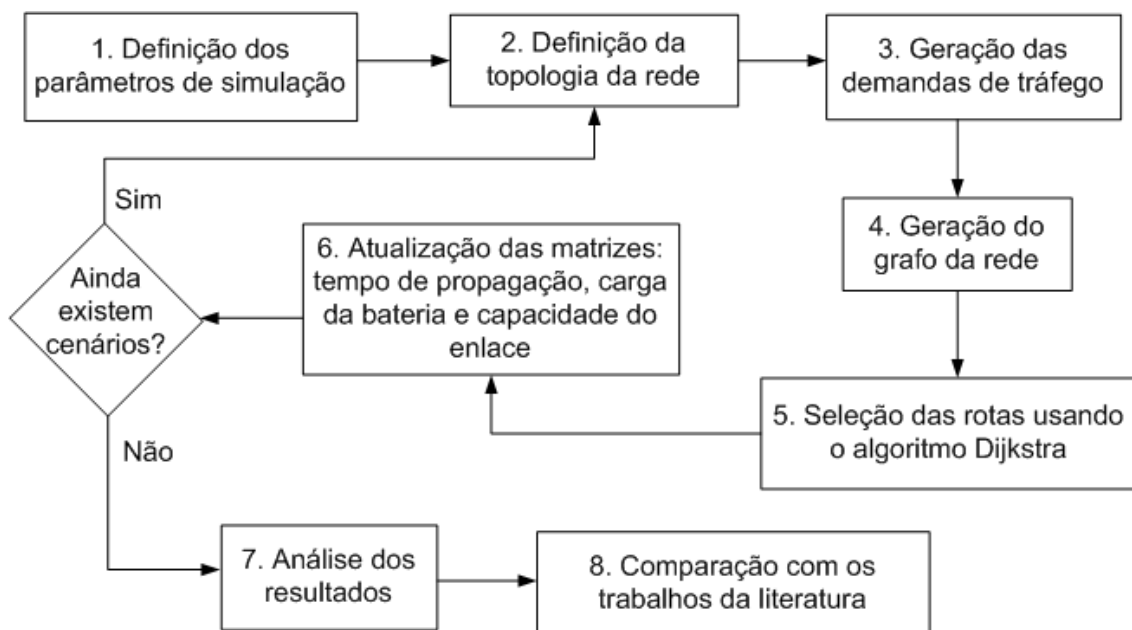


Figura 4.2 – Fluxograma metodológico.

A seguir são descritas cada uma das etapas do fluxograma metodológico da Figura 4.2:

- 1) Definição dos parâmetros de simulação. Na definição dos parâmetros são determinados os valores de capacidade ISL, taxa CBR (*Constant Bit Rate* – taxa de dados constante) das fontes de dados, número de terminais e número de voltas simuladas dos satélites ao redor do planeta, conforme a Tabela 4.1;
- 2) Definição da topologia da rede. A topologia da rede indica a estrutura da rede de satélites em um determinado instante de tempo. A topologia das redes LEO é dinâmica, ou seja, os enlaces entre os satélites mudam conforme o tempo. Nessa etapa da simulação, a cada intervalo de 100 segundos, também chamado de cenário de simulação, geramos uma nova topologia de rede, dinâmica, porém conhecida;
- 3) Geração das demandas de tráfego. A Seção 4.1.2 mostra cada uma das etapas para a geração das demandas de tráfego. A Tabela 4.3 mostra o percentual de tráfego gerado entre os continentes
- 4) Geração do grafo de redes com os valores das métricas para todos os enlaces a partir da topologia da rede, conforme é mostrada na Seção 2.4.3, composta por 214 enlaces  $k$  e  $l$  do Grafo  $G(V, A)$ ;
- 5) Seleção das rotas usando o algoritmo Dijkstra. Após a geração de todas as rotas com o custo de cada enlace, é utilizado o algoritmo Dijkstra para encontrar o caminho com o menor custo entre os satélites origem e destino. O algoritmo Dijkstra é explicado na Seção 2.4.2;
- 6) Atualização das matrizes de tempo de propagação, carga da bateria e capacidade do enlace. O cálculo do tempo de propagação dos enlaces de uma rota estabelecida entre um nó de origem e um nó de destino em um caminho de múltiplos saltos é calculado pela equação a seguir (Hussein et al., 2014);

$$T_p = \frac{\sum_{j=1}^{h(p)} L(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle})}{V} \quad (4.3)$$

Em que:

- $h(p)$  é o número de saltos de uma rota específica;
- $V$  é a velocidade da luz, definida como 299.792.458 m/s;
- $L(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle})$  é o tamanho do enlace intersatelital entre os satélites  $S_{\langle n_1, m_1 \rangle}$  e  $S_{\langle n_q, m_q \rangle}$ , em quilômetros;

- $T_p$  é o tempo de propagação entre os satélites  $S_{\langle n_1, m_1 \rangle}$  e  $S_{\langle n_q, m_q \rangle}$ ;

Para que  $T_p$  seja dado em milissegundos é feita a seguinte alteração da expressão acima:

$$T_p^{ms} = \frac{\sum_{j=1}^{h(p)} L_m(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle}) * km}{299.792.458 * \frac{m}{s}} = \frac{L_m(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle}) * 1000 \cancel{m}}{299.792.458 * \frac{\cancel{m}}{1000 \text{ milissegundos}}} \quad (4.4)$$

$$= \frac{L_m(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle}) * 1000 * 1000 \text{ milissegundos}}{299.792.458}$$

Onde  $T_p^{ms}$  é o tempo de propagação em milissegundos e  $L_m(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_q, m_q \rangle})$  é o tamanho do ISL entre os satélites  $S_{\langle n_1, m_1 \rangle}$  e  $S_{\langle n_q, m_q \rangle}$  em metros.

O cálculo da carga residual da bateria de um satélite é dado pela Equação (4.6) que será descrita na Subseção 4.1.4.2, que leva em consideração a energia captada pelos painéis solares dos satélites e é limitada à capacidade máxima da bateria.

A atualização da capacidade de cada enlace é estabelecida em 10 Mbps, conforme a Tabela 4.1, no início de cada cenário.

- 7) Análise dos resultados. Para análise dos resultados calculamos as métricas de porcentagem de fontes bloqueadas por falta de energia e por falta de capacidade dos enlaces, energia residual, energia consumida, e quantidade de ciclos de vida consumidos da bateria. Essas métricas ou indicadores são detalhados na Seção 4.2.3.

#### 4.1.4 Simulador

Esta seção compreende duas subseções. A primeira subseção elenca as principais limitações encontradas no simulador proposto por Maceno et al. (2019). A segunda subseção mostra experimentos de avaliação de desempenho realizados com o simulador adaptado do trabalho de Maceno et al. (2019), em termos das variáveis número de terminais e número de voltas dos satélites ao redor do planeta, em um cenário de alta vazão na rede. Nesse cenário, mostramos também os principais problemas a serem otimizados como o alto gasto de energia, número elevado de fontes bloqueadas e baixa demanda atendida.



#### 4.1.4.1 Limitações do Simulador

Uma etapa importante deste trabalho foi a adaptação do simulador gerador de demandas de tráfego em redes de satélite LEO proposto por Maceno et al. (2019). Nesta fase, foram alterados os parâmetros do simulador para verificar seu comportamento em um cenário de alta vazão. Esse cenário é aquele onde há uma alta demanda de tráfego, devido a grande quantidade de terminais e/ou aumento expressivo de tráfego de dados por parte dos usuários. Nos experimentos foram especificados os parâmetros tais como: o número de cenários (ex. número de slots de tempo simulados) igual a 900; número de terminais (fontes) igual a 1.000; fontes CBR de 1 Mbps, e; ISL de 10 Mbps. O número de terminais foi atualizado através do site Miniwatts, com dados de junho de 2020 e, com isso, gerada a matriz de tráfego, conforme mostrado na Seção 4.1.2.

É interessante ressaltar que foram geradas adaptações no simulador de Maceno et al. (2019) para permitir simular e obter resultados de simulação para as seguintes situações:

- 1) Descarga total da energia da bateria;
- 2) Determinação do tempo total de eclipse para os satélites;
- 3) Cálculo da energia consumida pelo satélite.

A seguir será descrito cada uma das situações elencadas acima.

A primeira situação – descarga total da energia da bateria – é exemplificada com o satélite 29 na Tabela 4.4, onde apresenta-se os valores das energias: inicial, consumida, captada e residual, respectivamente, nas colunas 3 a 6.

No cenário (*slot* de tempo) 88, após 146 minutos, a energia inicial era de 680 joules, sendo que 460 joules eram de energia consumida, da qual 400 joules era a energia nominal, para manter o satélite ligado durante 100 segundos (cada *slot* de tempo dura 100 segundos), e 60 joules era a energia de transmissão e recepção.

Como o satélite 29 estava em eclipse, não captava energia, e a energia residual era de 220 joules, ou seja, insuficiente para manter o satélite operacional por mais um *slot* de tempo, visto que a energia nominal (aquela gasta apenas pelo fato do satélite estar ligado) é de 400 joules.

Contudo, no *slot* de tempo 89, após 148,33 minutos, o satélite tinha energia inicial de 220 joules, o que era insuficiente para mantê-lo ligado durante 100 segundos, ou 1 *slot* de tempo. O satélite estava em eclipse, com isso não captou energia, conforme coluna 5. Entretanto, a energia residual assumiu o valor de 220 joules – 400 joules (energia nominal) = -180 joules, ou seja, um valor negativo e impossível de ocorrer.

Tabela 4.4 – Energia inicial, consumida, captada e residual por cenário para o satélite 29.

Cenário	$\Delta t$ (min)	Energia inicial (J)	Energia consumida (J)	Energia captada (J)	Energia residual (J)
17	28,33	96900	1520	0	95380
18	30	95380	1750	0	93630
19	31,67	93630	1840	0	91790
20	33,33	91790	1820	0	89970
21	35	89970	2070	0	87900
22	36,67	87900	3340	0	84560
23	38,33	84560	2750	0	81810
24	40	81810	3260	0	78550
25	41,67	78550	3470	0	75080
26	43,33	75080	3570	0	71510
27	45	71510	3670	0	67840
28	46,67	67840	3010	0	64830
29	48,33	64830	2500	0	62330
30	50	62330	3300	0	59030
31	51,67	59030	2900	0	56130
32	53,33	56130	3680	0	52450
33	55	52450	2880	0	49570
34	56,67	49570	2630	0	46940
35	58,33	46940	2580	0	44360
36	60	44360	2590	0	41770
37	61,67	41770	1880	1260	41150
88	146,67	680	460	0	220
89	148,33	220	400	0	-180
90	150	0	400	0	-580

A primeira situação também é mostrada no gráfico da Figura 4.3. Conforme observa-se o satélite descarrega antes dos primeiros 150 cenários, a linha contínua em vermelho representa a energia residual da bateria do satélite, apresentando valores negativos. O que é uma situação não prevista e que inviabiliza o uso do simulador em ambientes de alta vazão de tráfego, além de ser impossível de existir na prática.

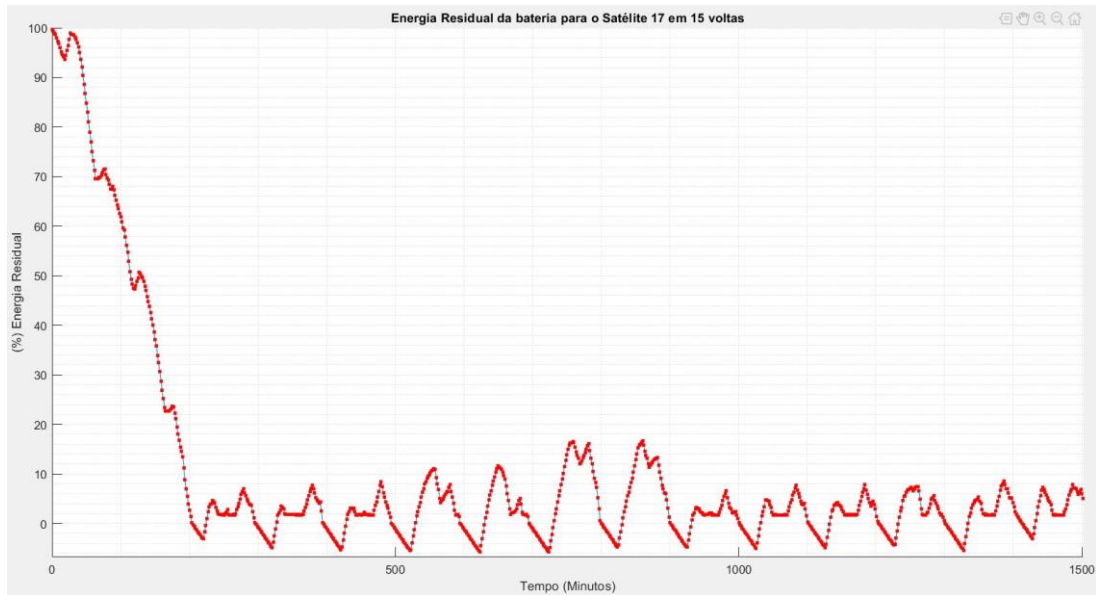


Figura 4.3 – Gráfico com energia residual negativa para o satélite 17 em 15 voltas.

A Figura 4.4 mostra o gráfico de energia com o problema elencado na situação 1 já solucionado. Observa-se que a carga da bateria descarrega completamente antes dos primeiros 150 cenários, linha em vermelho. Recarrega novamente até 25% da capacidade da bateria e volta a descarregar, a bateria descarrega por completo, entretanto não apresenta mais valores negativos.

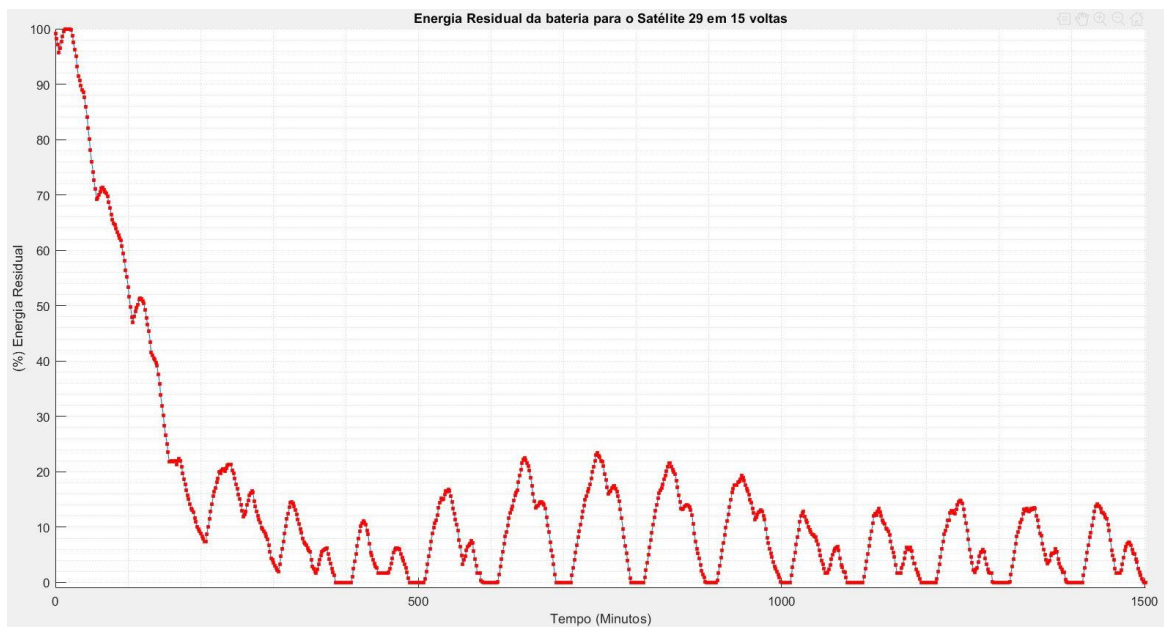


Figura 4.4 – Gráfico com energia residual corrigida para o satélite 29 em 15 voltas.

No simulador de Maceno et al. (2019) o consumo de energia da bateria não é limitado. Dessa forma, verifica-se a existência de baterias completamente descarregadas. O

que implica na inutilidade do satélite em eclipse. Essa foi uma das melhorias realizadas neste trabalho.

A segunda situação – determinação do tempo total de eclipse para os satélites – é mostrada na Tabela 4.5. Nessa tabela é feita uma comparação do tempo total em eclipse para a versão original e a adaptada. A coluna 5 (intervalo de eclipse) é a duração do eclipse naquele *slot* de tempo (100 segundos), já a coluna 6 (tempo total de eclipse) é a soma do tempo em eclipse para todos os *slot* de tempo até aquele momento.

Na modelagem original, como pode-se observar, o satélite 1 está em eclipse nos cenários 22 e 31, e o tempo total em eclipse foi computado corretamente. No último cenário, o 900, o satélite 1 saiu da área de eclipse, o intervalo de eclipse foi igual a zero, correto, entretanto, o tempo total em área de eclipse também foi igual a zero, ou seja, equivocadamente o simulador não acumulava o tempo total de eclipse caso o satélite entrasse em eclipse no último cenário.

Na versão adaptada, o satélite 1 entrou em área de eclipse nos cenários 22 e 31. No último cenário, o 900, o mesmo saiu da área de eclipse e o tempo total foi computado, conforme coluna 6.

Tabela 4.5 – Comparação do eclipse no último cenário para a versão original e adaptada.

Simulador	Satélite	Cenário	Em Eclipse?	Intervalo de Eclipse (s)	Tempo total em Eclipse (s)	Energia Residual (J)
Versão original	1	22	Sim	19	19	109.670
		31	Sim	100	919	102.920
		900	Não	0	0	60.220
Versão adaptada	1	22	Sim	100	753	102.290
		31	Sim	100	1.653	83.870
		900	Não	0	31.609	72.000

A terceira situação – cálculo da energia consumida pelo satélite – foi acrescentado ao simulador parâmetros de medição de consumo de energia, a fim de melhor observar os dados, comparar informações e validar o simulador. O detalhamento de como foi realizado o cálculo para esse indicador é mostrado na Seção 4.1.4.2.

#### 4.1.4.2 Resposta do simulador em ambiente de alta vazão

Neste trabalho, foram acrescentados alguns indicadores, como forma de calcular a energia consumida e comparar com a energia captada, conforme é mostrado a seguir:

- a) Consumo de energia por satélite e por cenário ocorre quando há envio ou recebimento de tráfego, além da própria operação nominal do satélite, que é a

energia utilizada para o funcionamento do mesmo. Este consumo é dado na Equação (4.5):

$$E_C(t) = E_R(t) - E_N(t) - E_{Rx}(t) - E_{Tx}(t) \quad (4.5)$$

Em que:

- $E_C(t)$  é a energia consumida pelo satélite  $s$  no intervalo de tempo  $t$ ;
- $E_R(t)$  é a energia residual da bateria do satélite  $s$  no intervalo de tempo  $t$ , dada por:

$$E_R(t) = \min (E_R(t) + E_{Cap}(t), B_{max}) \quad (4.6)$$

- $E_N(t)$  é a energia necessária para que o satélite  $s$  funcione no intervalo de tempo  $t$ , definida como:

$$E_N(t) = P_o * t = (4 J/s) * t \quad (4.7)$$

- $E_{Tx}(t)$  é a energia gasta para a transmissão dos pacotes de dados de um satélite  $s$  no tempo  $t$ , dada como:

$$E_{Tx}(t) = P_t * t = (7 J/s) * t \quad (4.8)$$

- $E_{Rx}(t)$  é a energia gasta para a recepção dos pacotes de dados de um satélite  $s$  no intervalo de tempo  $t$ , dada como:

$$E_{Rx}(t) = P_r * t = (3 J/s) * \Delta t \quad (4.9)$$

- $E_{cap}(t)$  é a energia de captação da bateria em um intervalo de tempo  $t$ , dada por:

$$E_{cap}(t) = P_c * t = (20 J/s) * t \quad (4.10)$$

- $B_{max}$  é a capacidade máxima da bateria, 117 KJ.
- $P_t$ ,  $P_r$ ,  $P_o$ ,  $P_c$  são, respectivamente, as potências de transmissão, recepção, operação nominal e de captação também apresentadas na Tabela 4.1;

b) O número total de fontes bloqueadas é a soma do número de fontes bloqueadas por falta de energia mais a soma do número de fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace. Fontes são os terminais que enviam e recebem tráfego na rede. O bloqueio dessas fontes ocorre quando não há atendimento à demanda. Neste trabalho, analisamos as causas do bloqueio, não apresentadas no trabalho de Maceno et al. (2019), que serão mostradas nos gráficos das Figuras 4.7, 4.8 e 4.9;

c) Porcentagem de demanda atendida é o percentual do tráfego que foi atendido na rede.

Os indicadores número de fontes bloqueadas e taxa de demanda atendida são as mesmas utilizadas por Maceno et al. (2019). Já o indicador de consumo de energia foi

proposto neste trabalho, conforme mencionado anteriormente, é visto no gráfico da Figura 4.5, linha na cor azul (Energia Consumida – Rx+Tx+Operação Nominal).

Na Figura 4.5 a linha em vermelho representa a energia residual, a linha em azul representa a energia consumida (recepção, transmissão e operação nominal) e a linha em verde, a energia captada. Isso, individualmente, para cada satélite, e no caso da figura abaixo foi analisado o satélite 29. O eixo  $x$  representa os cenários simulados, e o eixo  $y$ , a quantidade de energia consumida em *Joules*.

Observa-se na Figura 4.5 que a descarga da bateria é acentuada nos primeiros 100 cenários. Isso, é devido às altas demandas geradas pela grande quantidade de fontes de tráfego dos cenários simulados. Nos cenários seguintes, a energia residual da bateria oscila, pois quando a energia captada é maior do que a energia consumida a energia residual aumenta, caso contrário, diminui.

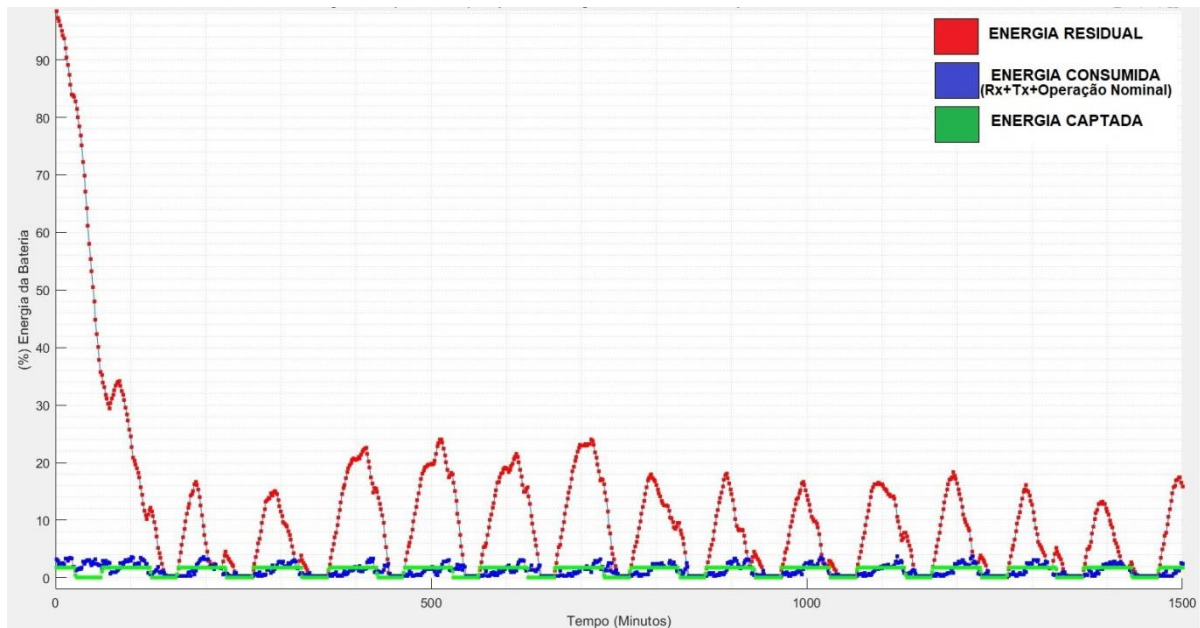


Figura 4.5 – Gráfico comparativo das energias residual, consumida e captada corrigidas para o satélite 29 em 900 cenários.

Na Figura 4.6 são mostradas as médias de energia: residual, consumida e captada para todos os satélites em 5 voltas, ou seja, 500 cenários. A média da energia residual da bateria fica em torno de 30%, a energia consumida é maior que a captada, dessa forma a energia residual diminui de forma acentuada, passando de 100% a 30% em menos de 100 cenários. Acima de 100 cenários, a energia consumida se equilibra com a captada e a média da energia residual se estabiliza em torno de 30%.

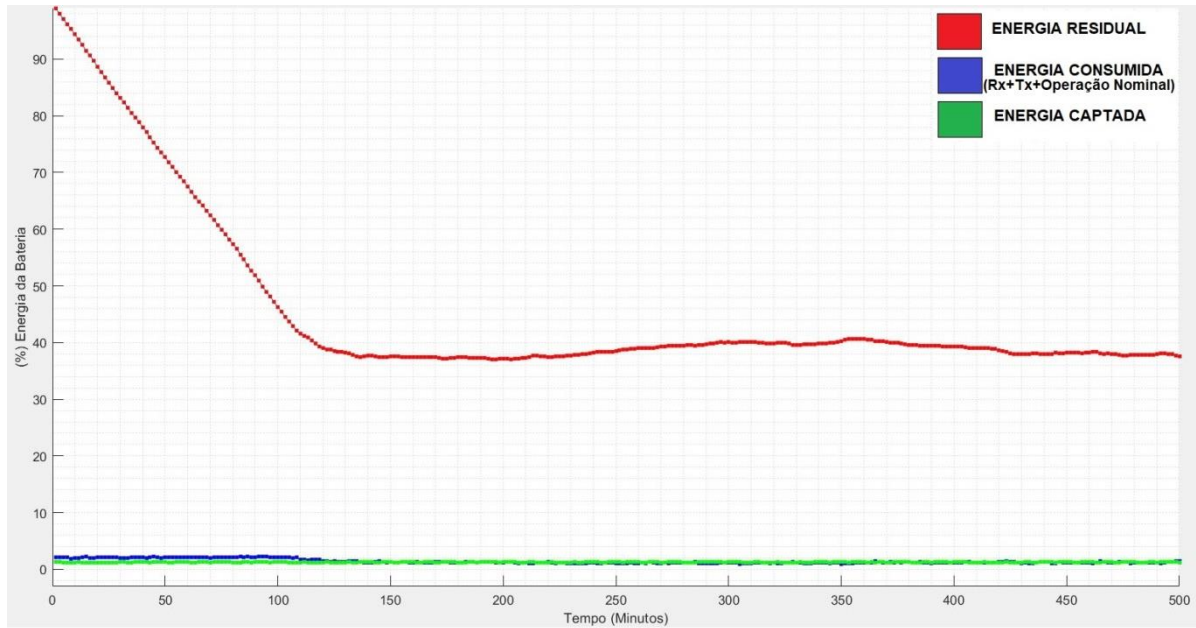


Figura 4.6 – Gráfico comparativo das médias das energias residual, consumida e captada corrigidas para todos os satélites em 500 cenários.

A Figura 4.7 mostra o percentual de fontes bloqueadas por falta de energia mínima nos satélites da rede. Observa-se que nos primeiros 100 cenários é zero o percentual de fontes bloqueadas. No entanto, a partir dos 100 primeiros cenários, o percentual de fontes bloqueadas fica acima de 40%, destacado em vermelho no eixo x.

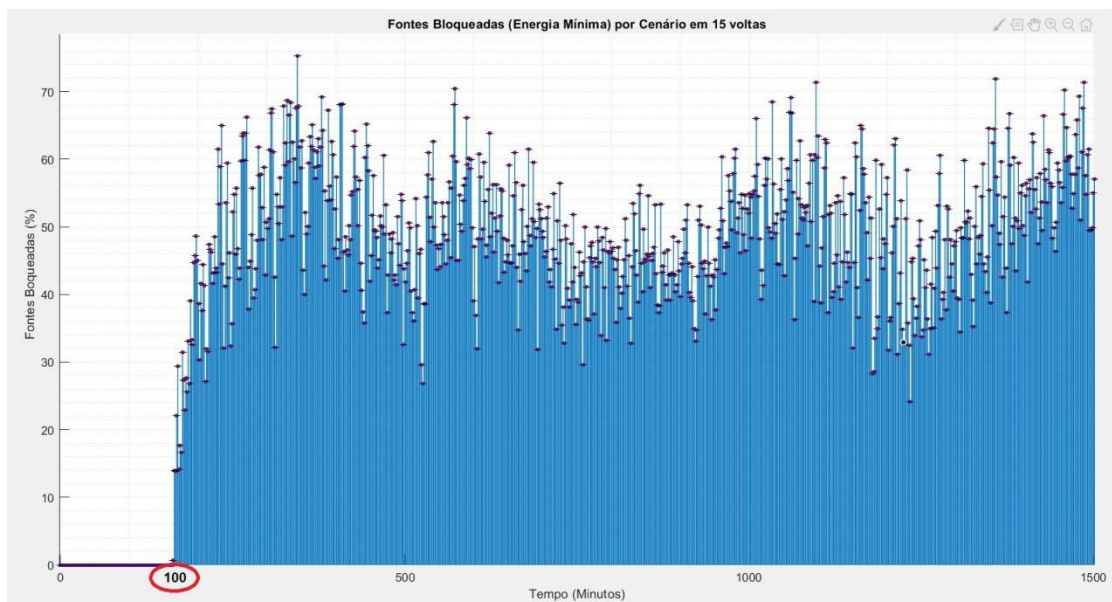


Figura 4.7 – Fontes bloqueadas por falta de energia.



A Figura 4.8 mostra o percentual de fontes bloqueadas por falta de capacidade nos enlaces. Nota-se que nos primeiros 100 cenários esse percentual atinge mais de 60%. A partir dos 100 primeiros cenários esse percentual diminui e se estabiliza em torno de 30%.

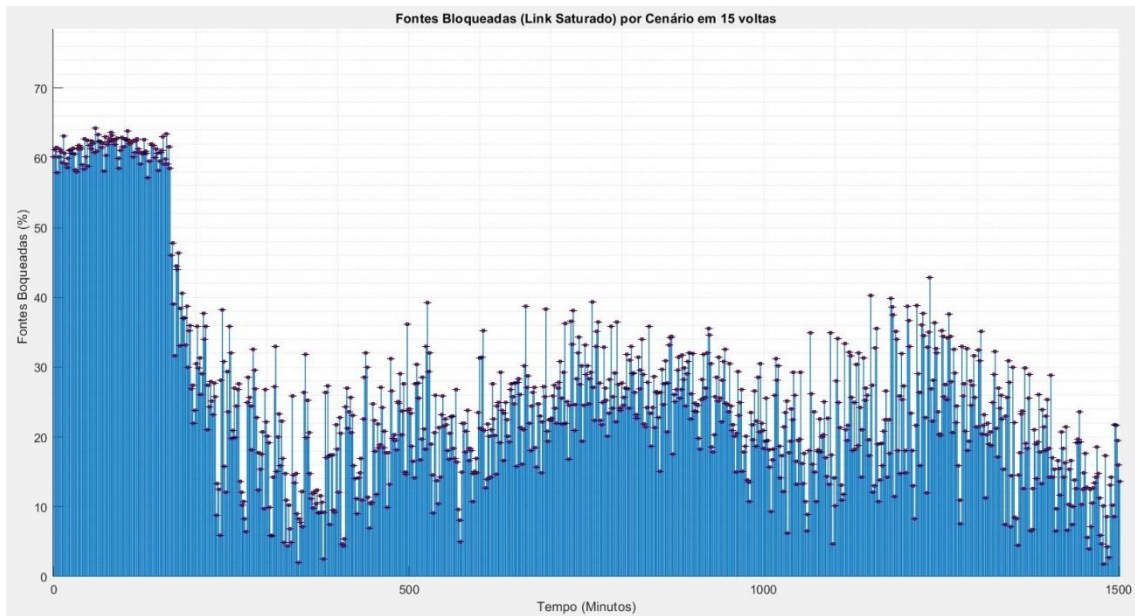


Figura 4.8 – Fontes bloqueadas por falta de capacidade.

A Figura 4.9 mostra o percentual total por ambas as causas, tanto por falta de energia mínima nos satélites, quanto por falta de capacidade nos enlaces. Como pode-se observar, esse percentual fica acima de 60%.

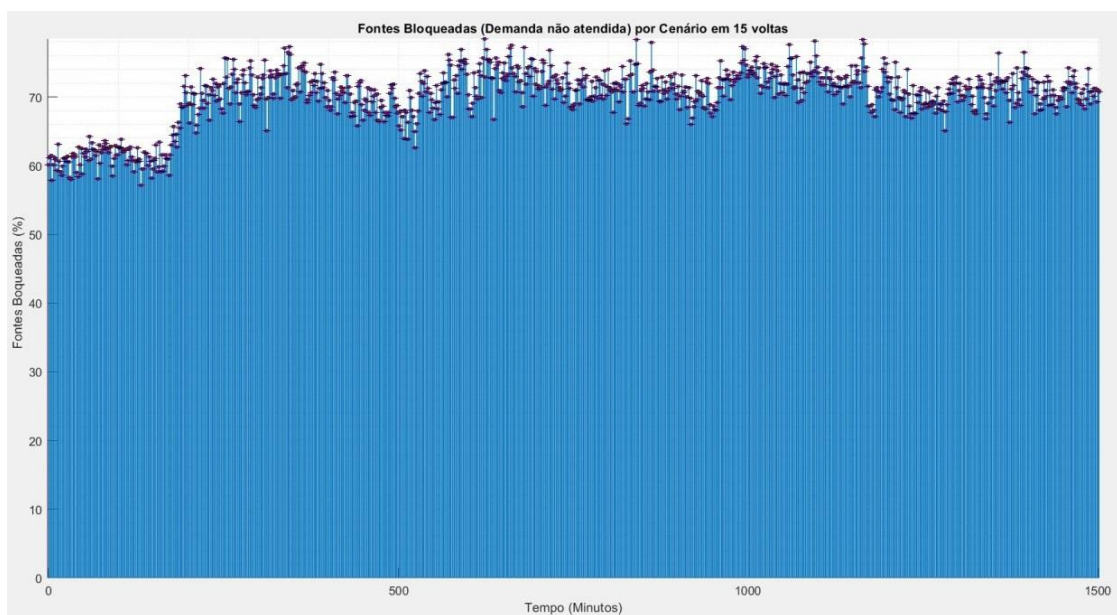


Figura 4.9 – Total de fontes bloqueadas (demanda não atendida).



#### 4.1.5 Ambiente de simulação

O simulador de tráfego para redes de satélites LEO implementado por Maceno et al. (2019) foi adaptado e utilizado neste trabalho para simulações dos experimentos. Neste trabalho, utilizou-se o MATLAB R2017b com um computador DELL Intel® Xeon® com 4 GB de RAM, processador de 1,80-2,40 GHz e Windows 10.

## 4.2 MÉTODOS

### 4.2.1 Método ERU-DOD

#### 4.2.1.1 Parâmetros de Simulação

As simulações para o método ERU-DOD foram realizadas para os números de fontes 100, 200, 400, 800 e 1.000, considerando um CBR de 1 Mbps e ISL de 10 Mbps. Os valores de limiar mínimo da bateria ( $L_B$ ) usados foram de 0, 0,2, 0,3 e 0,5. Os pesos utilizados foram:  $w_1 = 0,35$ ,  $w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,30$ . Os parâmetros capacidade máxima da bateria do satélite, potência de transmissão, potência de recepção, potência de operação nominal, potência de captação e seus respectivos valores conforme a Tabela 4.1.

#### 4.2.1.2 Proposta

A primeira proposta de adaptação do modelo, método ERU-DOD (*Energy Routing prUning – Depth Of Discharge – Roteamento com Poda para Eficiência Energética*), consiste em atribuir o valor infinito de métrica para os enlaces que não atendem a um limiar mínimo ( $L_B$ ) definido para a energia residual das baterias dos satélites. O limiar mínimo de energia das baterias dos satélites ( $L_B$ ) foi simulado e avaliado com valores iguais a 0, 0,2, 0,3 e 0,5. Abaixo, mostra-se a modelagem matemática da adaptação realizada na métrica ECARs. Especificamente, essa adaptação é feita pela Equação (4.13).

Minimizar:

$$F = \sum_{A(k, l) \in P_{i,j}} ECARs(k, l) \quad (4.11)$$

Em que:

$$ECARs_{k,l}(t) = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T_{min}}{T_{max} - T_{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}} + w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P_{min}}{P_{max} - P_{min}} \quad (4.12)$$

Sujeito a:

$$D_{k,l}(t) = \begin{cases} \left( \frac{e_k}{B_k(t)} + \frac{e_l}{B_l(t)} \right), & \text{se } \frac{B_k(t)}{B_{max}} \geq L_B \text{ e } \frac{B_l(t)}{B_{max}} \geq L_B \\ \infty, & \text{caso contrário;} \end{cases} \quad (4.13)$$

Em que:

$$P_{k,l}(t) = 1 - \frac{C_{k,l}(t)}{C_{isl}} \quad (4.14)$$

Onde:

- $w_k \in (0, 1)$  ( $k = 1, 2, 3$ ) são os pesos ou importâncias relativas para os parâmetros tempo de propagação, carga residual da bateria e capacidade do enlace, respectivamente. A soma desses pesos deve ser igual a 1;
- $A(k, l)$  representa a aresta, ou seja, o enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ ;
- $P_{i,j}$  representa o caminho entre os satélites origem  $i$  e o satélite destino  $j$ . Os satélites  $i$  e  $j$  não são necessariamente adjacentes;
- $T_{k,l}(t)$  é o tempo de propagação no enlace entre os satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ;
- $D_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende do nível de bateria dos satélites  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ;
- $e_k$  é igual a 1, se o satélite  $k$  está em eclipse, e; 0, caso contrário;
- $e_l$  é igual a 1, se o satélite  $l$  está em eclipse, e; 0, caso contrário;
- $B_k(t)$  é a carga da bateria (em joules) do satélite  $k$  no instante  $t$ ;
- $B_l(t)$  é a carga a bateria (em joules) do satélite  $l$  no instante  $t$ ;
- $B_{max}$  é a energia máxima da bateria, estipulada em 117.000 joules (J);
- $P_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende da capacidade do enlace  $C_{k,l}(t)$  entre os satélites  $k$  e  $l$  em um determinado instante de tempo  $t$ ;
- $C_{k,l}(t)$  é a capacidade (em Mbps) do enlace entre o satélite  $k$  e  $l$  no instante  $t$ ;
- $C_{isl}$  é a capacidade total (em Mbps) do enlace intersatelital;
- $L_B \in [0, 1)$  é o limiar de energia da bateria;
- $t$  representa o instante de tempo.

A Equação (4.11) minimiza o custo entre os satélites  $i$  e  $j$ . Para encontrar o caminho com custo mínimo, é utilizado o algoritmo de Dijkstra. No entanto, pode-se usar outros algoritmos.

O primeiro termo dessa equação,  $w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T_{min}}{T_{max} - T_{min}}$ , representa o tempo de propagação entre os satélites  $k$  e  $l$ , onde quanto menor o tempo de propagação no enlace, menor e melhor será o valor da métrica.  $T_{max}$  e  $T_{min}$  são os tempos de propagação máximo e mínimo em milissegundos, respectivamente, com  $T_{max} > 0$ ,  $T_{min} > 0$  e  $T_{max} > T_{min}$ .

O segundo termo,  $w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}}$ , representa uma variável que depende do nível das baterias dos satélites  $k$  e  $l$ , considerando o fato dos satélites estarem em eclipse ou não. Caso o satélite não esteja em eclipse, independente do nível de bateria do satélite, esse segundo termo será zero, ou seja, o melhor valor possível da métrica. Caso o satélite esteja em eclipse, o valor dessa variável é inversamente proporcional à energia residual da bateria do satélite, ou seja, quanto menor o nível de bateria do satélite, maior será o valor do segundo termo e, conseqüentemente, maior será o valor da métrica, o que não é ideal.  $D_{max}$  e  $D_{min}$  são as porcentagens máxima e mínima do nível da bateria, respectivamente, com  $0 < D_{max} < 100$ ,  $D_{min} \geq 0$  Mbps, e  $D_{max} > D_{min}$ .

O terceiro termo,  $w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P_{min}}{P_{max} - P_{min}}$ , representa uma variável que depende da capacidade do enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ . O valor dessa variável é inversamente proporcional à capacidade do enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ , ou seja, quanto maior a capacidade do enlace, menor será o valor do terceiro termo e, conseqüentemente, menor será o valor da métrica.  $P_{max}$  e  $P_{min}$  são as capacidades máxima e mínima do enlace em Mbps, respectivamente, com  $0 < P_{max} \leq 10$  Mbps,  $P_{min} \geq 0$ , e  $P_{max} > P_{min}$ .

A restrição da Equação (4.13) especifica a carga residual da bateria. Caso não seja atendido o limiar mínimo de bateria é atribuído um valor infinito ao enlace  $(k, l)$ , desabilitando o mesmo. Isso é conhecido como poda.

É dada uma atenção maior ao segundo termo da Equação (4.12),  $w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}}$ , onde é analisado individualmente o nível da bateria dos satélites e aplicado um limiar mínimo de uso para a mesma, evitando o descarregamento total da bateria do satélite.

Com isso, verifica-se  $\frac{B_k(t)}{B_{max}} \geq L_B$  e  $\frac{B_l(t)}{B_{max}} \geq L_B$ , ou seja, o limiar é a porcentagem mínima estabelecida como aceitável para que aquele satélite seja usado. Caso o nível da bateria do satélite esteja fora desse limiar é atribuído o valor de infinito para o segundo termo da equação, logo, toda a métrica será infinita, como isso o enlace é automaticamente desabilitado.

Nesse trabalho, os valores de limiar mínimo da bateria ( $L_B$ ) usados foram de 0, 0,2, 0,3 e 0,5, ou seja, analisando um satélite  $k$  qualquer, a primeira coisa na restrição é verificar a razão entre o nível de bateria do satélite  $k$  e a energia máxima da bateria fornecida pelo

sistema, dado pela Equação (4.13),  $\frac{B_k(t)}{B_{max}} \geq L_B$ . Por exemplo, se o satélite  $k$  já consumiu 80% de sua carga de bateria, ele tem 23,4 Kjoules de energia restante, visto que a carga máxima da bateria do satélite é de 117 Kjoules.

Pela restrição dada na Equação (4.13),  $\frac{B_k(t)}{B_{max}} = \frac{23,4}{117} = 0,2$ , a razão tem que ser maior ou igual ao limiar predefinido na simulação. No caso desse exemplo acima, se o  $L_B$  for 0,3 ou 0,5, todos os enlaces iriam para infinito, visto que a razão deu um valor menor.

Resumidamente, se o limiar mínimo da bateria for 0,2, seleciona-se os satélites com pelo menos 20% de bateria restante. Se o limiar for 0,3, os satélites com pelo menos 30% de bateria serão selecionados. E se o limiar for 0,5, os satélites com pelo menos 50% de bateria restante serão selecionados.

Ao estabelecer um nível mínimo de energia para as baterias dos satélites, evita-se o descarregamento total dessas baterias e conseqüentemente há um aumento considerável de vida útil das mesmas.

## 4.2.2 Método ERA-DOD

### 4.2.2.1 Parâmetros de Simulação

Similarmente à primeira adaptação, as simulações foram realizadas para os números de fontes 100, 200, 400, 800 e 1.000, considerando um CBR de 1 Mbps e ISL de 10 Mbps. Os valores de limiar da bateria ( $L_B$ ) usados foram 0, 0,2, 0,3 e 0,5 (mesmos limiares usados no método ERU-DOD). Os parâmetros capacidade máxima da bateria do satélite, potência de transmissão, potência de recepção, potência de operação nominal, potência de captação e seus respectivos valores conforme a Tabela 4.1. Os pesos utilizados foram:

- a)  $w_1 = 0,35, w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,30$ ;
- b)  $w_1^T = 0,15, w_2^D = 0,70$  e  $w_3^P = 0,15$ ;
- c)  $w_1^T = 0,20, w_2^D = 0,60$  e  $w_3^P = 0,20$ .

### 4.2.2.2 Proposta

A segunda proposta de adaptação do modelo, método ERA-DOD (*Energy Routing penAlty – Depth Of Discharge – Roteamento com Penalização para Eficiência Energética*), consiste em atribuir um peso maior para os enlaces que não atendem a um limiar mínimo ( $L_B$ ) definido para a energia residual das baterias dos satélites, penalizando o segundo

termo da Equação (4.16). Abaixo, mostra-se a métrica ECARs de Maceno et al. (2019) e a adaptação realizada nesta métrica.

Especificamente, a adaptação na métrica de Maceno et al. (2019) é realizada nas Equações (4.18) e (4.19).

Minimizar:

$$F = \sum_{A(k, l) \in P_{i,j}} ECARs(k, l) \quad (4.15)$$

Em que:

$$ECARs_{k,l}(t) = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T_{min}}{T_{max} - T_{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}} + w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P_{min}}{P_{max} - P_{min}} \quad (4.16)$$

Onde:

$$D_{k,l}(t) = \left( \frac{e_k}{B_k(t)} + \frac{e_l}{B_l(t)} \right) \quad (4.17)$$

Sujeito a:

$$\begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix} = \begin{cases} [0,35 \ 0,35 \ 0,30]^T, & \text{se } \frac{B_k(t)}{B_{max}} \geq L_B \text{ e } \frac{B_l(t)}{B_{max}} \geq L_B \\ [w_1^T \ w_2^D \ w_3^P]^T, & \text{caso contrário;} \end{cases} \quad (4.18)$$

$$w_2^D > w_1^T \text{ e } w_2^D > w_3^P \quad (4.19)$$

Em que:

- Os parâmetros acima foram detalhados e explicados anteriormente, na Seção 4.2.1.2;
- $w_1^T$ ,  $w_2^D$  e  $w_3^P$  são os pesos ou importâncias relativas para os parâmetros tempo de propagação, carga residual da bateria e capacidade do enlace, cujos satélites não atendem ao limiar da bateria  $L_B$ . A soma dos pesos deve ser igual a 1.

A restrição definida na Equação (4.16) especifica a carga residual da bateria. Caso não seja atendido o limiar mínimo de bateria é atribuído um valor maior ao peso  $w_2$ , Equação (4.19), referente ao parâmetro  $D_{k,l}(t)$ . Isso é uma penalização a esse parâmetro.

É dada uma atenção maior ao segundo termo da Equação (4.16),  $w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D_{min}}{D_{max} - D_{min}}$ , onde é analisado individualmente o nível da bateria dos satélites e aplicado um limiar mínimo de uso para a mesma, a fim de inibir o descarregamento total da bateria do satélite.

Com isso, verifica-se  $\frac{B_k(t)}{B_{max}} \geq L_B$  e  $\frac{B_l(t)}{B_{max}} \geq L_B$ , ou seja, o limiar é a porcentagem mínima estabelecida como aceitável para que aquele satélite seja usado. Caso o nível da bateria do satélite esteja fora desse limiar é atribuída uma penalização ao segundo termo da equação, ou seja, um peso maior para aquele parâmetro. A restrição (4.19) especifica a

penalização ao segundo termo da Equação (4.16), ou seja, o peso atribuído ao parâmetro  $D_{k,l}(t)$ , é maior que os demais pesos, com  $w_2^D > w_1^T$  e  $w_2^D > w_3^P$ , a fim de tornar a rota com esse enlace desvantajosa.

Os valores dos pesos  $w_1^T$ ,  $w_2^D$  e  $w_3^P$  foram escolhidos empiricamente por meio de experimentos e simulações.

A contribuição deste trabalho consiste em aumentar a vida útil dos satélites, levando em consideração um limiar, a fim de que a bateria do satélite não descarregue por completo. De forma que, é realizado o roteamento para enlaces com maior capacidade de bateria. O que não é o caso da modelagem de Maceno et al. (2019) que não desabilita enlaces, e nem limita um nível mínimo para a bateria do satélite.

O método ERU-DOD desabilita os enlaces cujos satélites não cumprem com o nível mínimo de energia da bateria definidos no limiar ( $L_B$ ). Com isso, ocorre uma diminuição das rotas disponíveis para o tráfego dos satélites, ocasionando um maior número de fontes bloqueadas. Entretanto, ao evitar usar os satélites com pouca energia, poderá haver um ganho de vida útil dos satélites.

Por outro lado, o método ERA-DOD penaliza os enlaces cujos satélites não cumprem com o nível mínimo de energia da bateria definidos no limiar ( $L_B$ ), mesmo os satélites fora do limiar predefinido podem ser utilizados para o tráfego de dados, ocasionando um número menor de fontes bloqueadas e um melhor balanceamento do tráfego.

#### 4.2.2.3 Exemplo do efeito do mecanismo de pesos no método ERA-DOD

Para o entendimento de como o mecanismo da segunda adaptação, método ERA-DOD, na métrica ECARs funciona, exemplificam-se alguns cenários na Tabela 4.6 a seguir, considerando um enlace ( $k, l$ ). Esses dados são relativos à métrica ECARs, definidos na Equação (4.16).

Nessa tabela, a coluna 2 representa os pesos  $w_1$ ,  $w_2$  e  $w_3$ , as colunas 3, 4 e 5 representam os valores dos parâmetros tempo de propagação, nível de bateria e capacidade do enlace, respectivamente, e a coluna 6 representa o valor calculado da métrica ECARs.

A fim de simplificar o exemplo, foi escolhido o mesmo valor para o primeiro e terceiro parâmetro, visto que a restrição atribuída ao método ERA-DOD apenas observa o segundo parâmetro da métrica ECARs, que é o nível da bateria.

As linhas #1, #2 e #3 apresentam os mesmos valores para seus parâmetros, somente os pesos são alterados, o parâmetro 2 é penalizado gradualmente, com isso notamos que o valor da métrica na linha #3 é maior que na linha #2, e esta é maior que na

linha #1. Ou seja, conforme penalizamos, aumentando o peso do parâmetro 2, o valor atribuído a sua métrica também aumenta, tornando aquele enlace mais desvantajoso.

Analisando as linhas #2 e #4 na qual possuem os mesmos valores de pesos, é atribuído um valor diferente para o parâmetro 2, a fim de exemplificar, com isso, é notado que conforme o valor daquele parâmetro é aumentado, também aumentamos o valor atribuído aquela métrica. A mesma situação ocorre se compararmos as linhas #3 e #5.

Tabela 4.6 – Exemplos do mecanismo para a segunda adaptação, método ERA-DOD.

Linha	Pesos	1º Parâmetro	2º Parâmetro	3º Parâmetro	Valor da Função Objetivo
#1	$w_1 = 0,35;$ $w_2 = 0,35;$ $w_3 = 0,30;$	0,4	0,5	0,4	$f = 0,35 * 0,4 + 0,35 * 0,5 + 0,3 * 0,4 = 0,435$
#2	$w_1 = 0,20;$ $w_2 = 0,60;$ $w_3 = 0,20;$	0,4	0,5	0,4	$f = 0,2 * 0,4 + 0,6 * 0,4 + 0,2 * 0,4 = 0,46$
#3	$w_1 = 0,15;$ $w_2 = 0,70;$ $w_3 = 0,15;$	0,4	0,5	0,4	$f = 0,15 * 0,4 + 0,7 * 0,5 + 0,15 * 0,4 = 0,47$
#4	$w_1 = 0,20;$ $w_2 = 0,60;$ $w_3 = 0,20;$	0,4	0,6	0,4	$f = 0,20 * 0,4 + 0,6 * 0,6 + 0,20 * 0,4 = 0,52$
#5	$w_1 = 0,15;$ $w_2 = 0,70;$ $w_3 = 0,15;$	0,4	0,6	0,4	$f = 0,15 * 0,4 + 0,7 * 0,6 + 0,15 * 0,4 = 0,54$

Assim, pode-se concluir que considerando os mesmos valores para os três termos da métrica ECARs, ao atribuímos um valor de peso menor, ou importância relativa, ao segundo termo, estaremos priorizando os enlaces com maior energia residual da bateria.

#### 4.2.3 Métricas para avaliação dos resultados

As métricas para avaliação dos resultados obtidos pelos métodos ERU-DOD e ERA-DOD, neste trabalho, são as seguintes:

1) Ciclo de vida útil da bateria. O ciclo de vida (ou número do ciclo) é uma métrica que indica o número de ciclos completos de recarga/descarga possíveis para uma bateria

antes que as células da bateria não possam mais ser utilizadas. Em geral, baterias de íon-lítio como as usadas em satélites LEO, podem executar um total de 60.000 ciclos, o que equivale a aproximadamente 14 anos de vida útil. O cálculo do ciclo de vida útil é dado na Seção 2.2.4 e a projeção do ciclo de vida útil da bateria será dado a seguir na Seção 4.2.4;

2) Energia residual da bateria. No cálculo da energia residual da bateria (Equação 4.6) utiliza-se a energia inicial da bateria no início de um cenário (*slot* de tempo) menos a energia gasta com transmissão (Equação 4.8) e recepção (Equação 4.9) de dados mais a energia gasta com o funcionamento nominal (Equação 4.7) do satélite. O cálculo da energia residual média será dado a seguir na Seção 4.2.5;

3) Porcentagem de fontes bloqueadas. A porcentagem total das fontes bloqueadas é dada pela razão entre a soma das fontes bloqueadas por falta de energia mínima da rota e por falta de capacidade do enlace e, a quantidade total de fontes da simulação.

#### 4.2.4 Projeção do ciclo de vida útil da bateria

Neste trabalho é feita, com a utilização das duas propostas, método ERU-DOD e método ERA-DOD, uma projeção da utilização de ciclos de recarga/descarga (ciclo de vida) das baterias dos satélites.

Essa projeção é realizada pela multiplicação da quantidade de ciclos de recarga/descarga consumidos da bateria no período de um dia (simulação de 24 horas) pelo número de dias em um ano (365 dias) para a métrica ECARs e para os métodos propostos, ERU-DOD e ERA-DOD. Os valores obtidos pela primeira e segunda propostas são comparados com os da métrica ECARs.

A seguir é mostrado como é calculado o  $L_{t_1 t_2}$  médio:

$$\bar{L}_{t_1 t_2} = \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M L_{t_1 t_2}(i, j)}{L_c * \bar{Q}_s} \quad (4.20)$$

Em que:

- $\bar{L}_{t_1 t_2}$  é o ciclo de vida consumido médio, considerando todos os satélites e todos os cenários;
- N é o número total de cenários, no caso, igual a 900;
- M é o número total de satélites igual a 66;
- i e j representam, respectivamente, o satélite e o cenário;
- $L_{t_1 t_2}(i, j)$  é o ciclo de vida consumido do satélite i no cenário j;
- $L_c$  é o número total de ciclos de vida, definido como 60.000 ciclos;
- $\bar{Q}_s$  é a quantidade média de satélites em que ocorreu consumo de ciclo de vida.



O cálculo do  $\bar{L}_{t_1 t_2}$  é realizado como a soma de todos os  $L_{t_1 t_2}$  dos satélites onde ocorreram descarga, dividido pelo número médio de satélite em que ocorreram descarga da bateria, considerando todos os cenários.

O tempo de vida estimado,  $L_T$ , é calculado da seguinte forma:

$$L_T = \frac{L_c}{L_c * \bar{L}_{t_1 t_2}} * \frac{1}{D_X} \quad (4.21)$$

Em que:

- $L_c$  é o número total de ciclos de vida, definido como 60.000 ciclos;
- $\bar{L}_{t_1 t_2}$  é a consumo médio do ciclo de vida;
- $D_X$  é uma constante que indica o número de dias em um ano, e é igual a 365 dias.

#### 4.2.5 Cálculo da energia residual média

Neste trabalho é feito o cálculo da energia residual média para a métrica ECARs e para os métodos propostos ERU-DOD e ERA-DOD, a fim de compará-los.

A seguir é mostrado como é calculada a energia residual média:

$$\bar{E}_R = \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M E_R(i, j)}{B_{\max} * N * M} * 100 \quad (4.22)$$

Em que:

- $\bar{E}_R$  é a percentual de energia residual média, considerando todos os satélites e todos os cenários;
- $N$  é o número total de cenários, no caso, igual a 900;
- $M$  é o número total de satélites igual a 66;
- $i$  e  $j$  representam, respectivamente, o satélite e o cenário;
- $E_R(i, j)$  é energia residual do satélite  $i$  no cenário  $j$ ;
- $B_{\max}$  é a capacidade máxima da bateria, 117 KJ.

#### 4.3 CONSIDERAÇÕES

Neste capítulo foi mostrado como foram adquiridos e tratados os dados e como foram definidos os parâmetros utilizados nesta pesquisa. Foi apresentado também o fluxograma com as etapas metodológicas e a descrição de cada uma das etapas.

Além disso, apresentam-se as duas propostas de adaptações à métrica ECARs e é mostrada qual a principal diferença entre cada uma delas, bem como as contribuições das mesmas. É importante ressaltar que foi mostrado também como foi feita a avaliação das simulações em ambiente de alta vazão.

Mostram-se ainda as métricas usadas para avaliação dos desempenhos dos métodos propostos tais como a quantidade de ciclos de recarga/descarga das baterias.

No próximo capítulo serão mostrados os principais resultados alcançados para as duas adaptações propostas e serão analisados os resultados obtidos das simulações.

## CAPÍTULO 5

---

### 5. RESULTADOS E ANÁLISE DOS RESULTADOS

Neste capítulo, são apresentados, analisados e discutidos os resultados obtidos com as simulações realizadas para os métodos ERU-DOD e ERA-DOD. Além disso, esses resultados são comparados com outros da literatura. E no final deste capítulo, são tecidas considerações a respeito das interpretações realizadas.

#### 5.1 RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES PARA O MÉTODO ERU-DOD

A Tabela 5.1 mostra os resultados obtidos para o método ERU-DOD. A modelagem desse problema é mostrada nas Equações (4.11) a (4.13) da Seção “4.2.1. Método ERU-DOD”. Nessa tabela, os indicadores da média total de fontes bloqueadas (por falta de energia e por falta de capacidade do enlace), energia residual média e ciclos de recarga/descarga das baterias consumidos são obtidos para a métrica ECARs e, posteriormente, comparados com os obtidos pela primeira adaptação do modelo, método ERU-DOD.

Mostra-se também para cada simulação a projeção do ciclo de recarga/descarga das baterias consumido e o aumento ou não da vida útil da bateria para a primeira adaptação em relação ao modelo original.

Além disso, algumas informações da Tabela 5.1 estão com cores diferenciadas, afim de uma melhor observação e comparação dos resultados. As células com cor verde indicam a simulação para o modelo ECARs. As células com a cor de fundo em azul indicam que os resultados obtidos pelo método ERU-DOD foram melhores que os obtidos pela métrica ECARs, considerando o mesmo número de fontes.

Dessa forma, de antemão, as melhores soluções apresentam:

- 1) Menor consumo da quantidade de ciclos de vida da bateria do satélite;
- 2) Maior porcentagem de energia residual de bateria do satélite;
- 3) Menor porcentagem do total de fontes bloqueadas.

Tabela 5.1 – Resultados do método ERU-DOD para 100, 200, 400, 800 e 1.000 fontes em 15 voltas (900 cenários – 24horas), CBR de 1 Mbps, ISL de 10Mbps.

Fontes (Terminais)	Limiar ( $L_B$ )	Pesos ( $w_1, w_2, w_3$ )	Modelagem	Média de Fontes Bloqueadas			Energia Residual Média (%)	Tempo de Simulação (hh:mm:ss)	$gD$ Médio	Ciclo de Vida Consumido Médio - $L_{t_1, t_2}$	Aumento da vida útil em relação à ECARs (%)
				Energia (%)	Capacidade (%)	Total					
100	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	0	1,2078	1,2078	98,0078	01:18:51	0,00014334	0,00001074	0,0000
	0,2	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0	1,0711	1,0711	98,0215	01:27:23	0,00014245	0,0000107	0,3738
	0,3	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0	1,1233	1,1233	98,0243	00:42:02	0,00014334	0,00001074	0,0000
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0	1,1900	1,1900	98,0171	01:40:55	0,00014334	0,00001074	0,0000
200	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	0,5244	9,6194	10,1439	81,5378	00:37:03	0,00252359	0,00004127	0,0000
	0,2	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0	10,3411	10,3411	81,3283	00:37:47	0,00247346	0,00004117	0,2429
	0,3	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0	10,945	10,945	81,2372	01:35:57	0,00219974	0,00003851	7,1670
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	0,3361	12,925	13,2611	82,7503	00:58:38	0,0020039	0,00003774	9,3535
400	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	21,2972	18,3181	39,6153	53,5989	00:56:42	0,01021077	0,0001196	0,0000
	0,2	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	8,2469	37,2472	45,4942	43,1136	01:30:33	0,01037495	0,00012172	-1,7417
	0,3	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	7,7725	38,1769	45,9494	48,9407	01:00:52	0,00825502	0,00010197	17,2894
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	8,4556	38,8108	47,2664	60,3386	01:04:08	0,00570229	0,00007595	57,4720
800	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	39,0453	25,1174	64,1626	31,2845	02:15:53	0,0158614	0,00017126	0,0000
	0,2	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	14,4592	57,179	71,6382	27,3238	02:38:22	0,01409746	0,00014383	19,0711
	0,3	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	14,729	57,4635	72,1925	34,5498	01:32:09	0,01122678	0,00011811	45,0004
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	14,8967	58,0529	72,9496	50,0778	03:23:33	0,00730638	0,00008169	109,6462
1000	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	43,896	26,216	70,1144	23,5274	02:54:04	0,0183429	0,00019265	0,0000
	0,2	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	15,7246	60,9442	76,6688	26,1703	02:29:06	0,01445122	0,00014578	32,1512
	0,3	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	15,592	61,3661	76,9581	33,5532	02:28:45	0,01149283	0,00011897	61,9316
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERU-DOD	15,4023	61,9697	77,372	49,4433	02:38:09	0,00748746	0,00008261	133,2042

Na Tabela 5.1 é possível observar todos os resultados das simulações realizadas. A seguir, mostraremos algumas figuras com a seleção dos melhores resultados, para uma melhor visualização. Nas Figuras de 5.1 a 5.6 é possível ver a comparação entre a métrica ECARs e o método ERU-DOD.

A Figura 5.1 mostra a projeção do ciclo de vida da bateria dos satélites, iniciando em 60.000 ciclos de vida até chegar a zero. O eixo x representa os anos e o eixo y a quantidade de ciclos de vida da bateria dos satélites. Na cor vermelha visualiza-se a métrica ECARs, que chega a 15 anos de vida útil para a bateria dos satélites. Na cor azul visualiza-se o método ERU-DOD, que chega a 34 anos de vida útil para a bateria dos satélites.

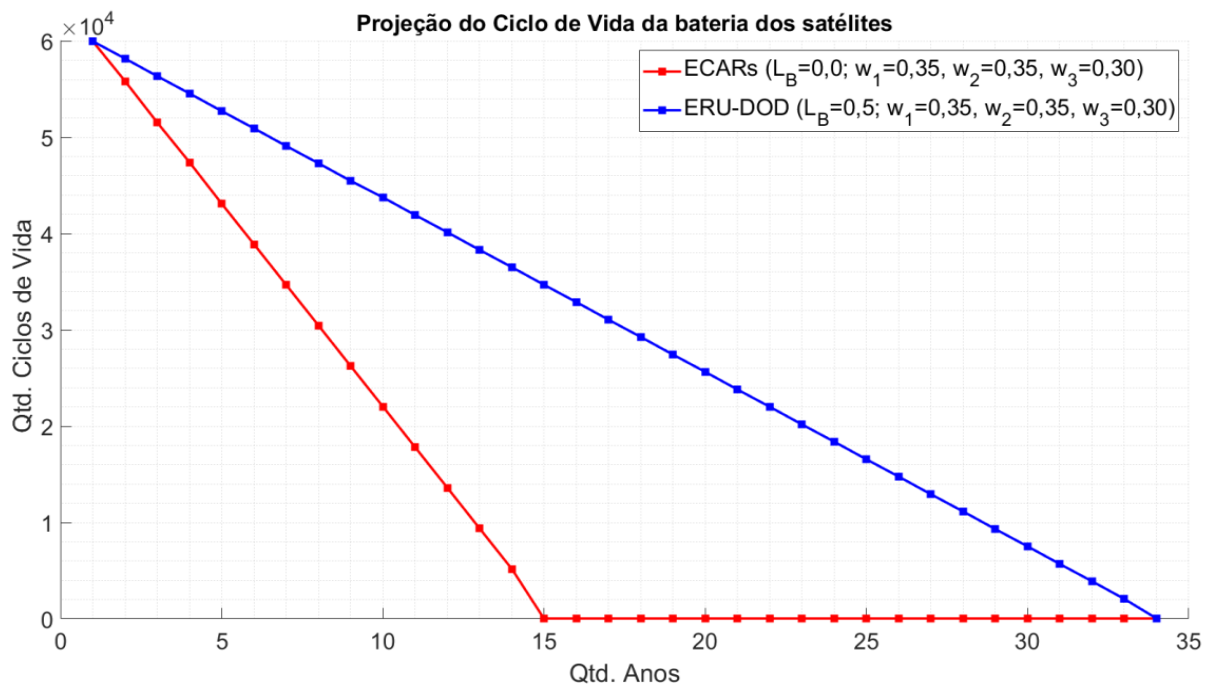


Figura 5.1 – Projeção do Ciclo de Vida para o método ERU-DOD e o ECARs.

Na Figura 5.2 é possível ver essa projeção de vida do satélite através do gráfico em barras, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, com a projeção de duração de 15 anos para o satélite, enquanto a cor azul representa o método ERU-DOD, com a projeção de duração de quase 35 anos para o satélite, um ganho de 133,20% de vida útil.

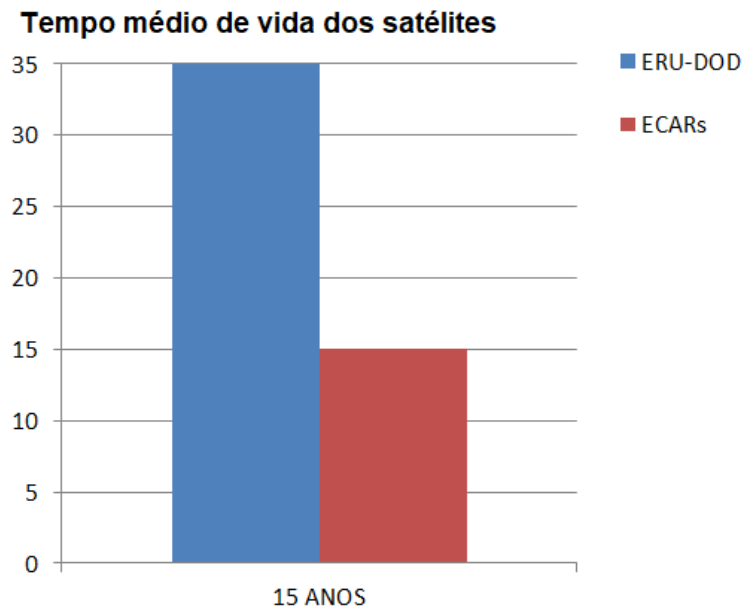


Figura 5.2 – Gráfico comparativo da vida útil do satélite para o método ERU-DOD e o ECARs.

A Figura 5.3 mostra a variação da energia residual média das baterias de todos os 66 satélites com 1.000 fontes e um período de 24 horas, entre o método ERU-DOD, considerando  $L_B = 0,5$ ,  $w_1 = 0,35$ ,  $w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,30$ , e a métrica ECARs, considerando os pesos  $w_1 = 0,35$ ,  $w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,30$ . Na Figura 5.3, a linha azul representa o método ERU-DOD e a vermelha, a métrica ECARs.

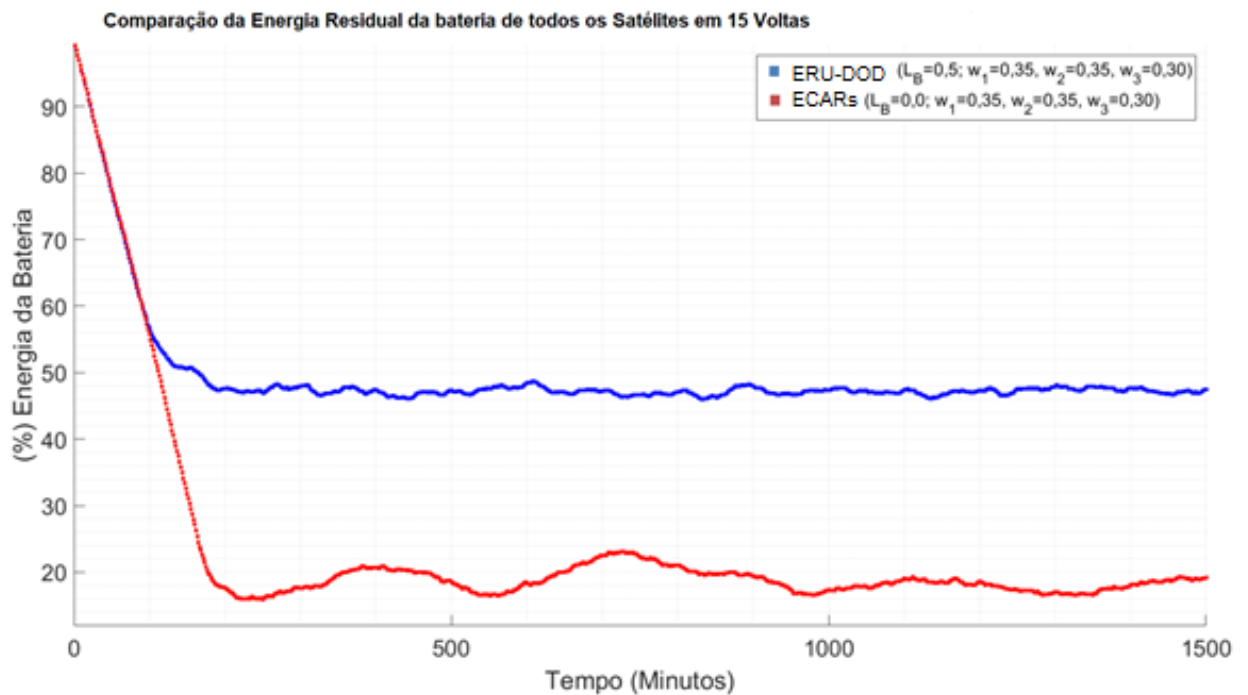


Figura 5.3 – Comparação da energia residual média da bateria em 24 horas de simulação entre o método ERU-DOD e a ECARs para 1000 fontes e  $L_B = 0,5$ ;  $w_1 = 0,35$ ;  $w_2 = 0,35$ ;  $w_3 = 0,30$ .

Na Figura 5.4 observa-se as fontes bloqueadas por falta de energia, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERU-DOD.

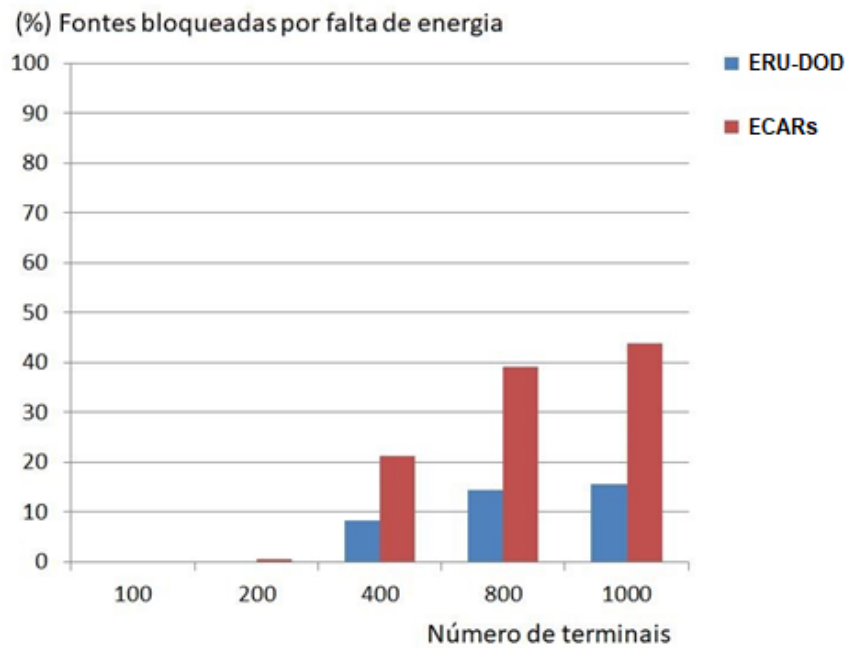


Figura 5.4 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de energia entre o método ERU-DOD e o ECARs.

Na Figura 5.5 observamos as fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERU-DOD.

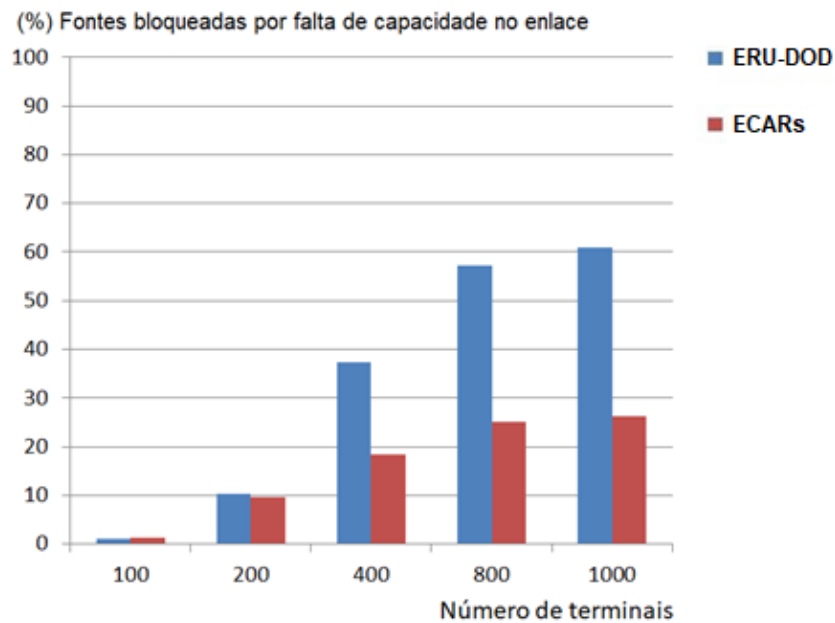


Figura 5.5 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace entre o método ERU-DOD e o ECARs.

Já a Figura 5.6 mostra o total de fontes bloqueadas (a soma das duas anteriores), onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERU-DOD.

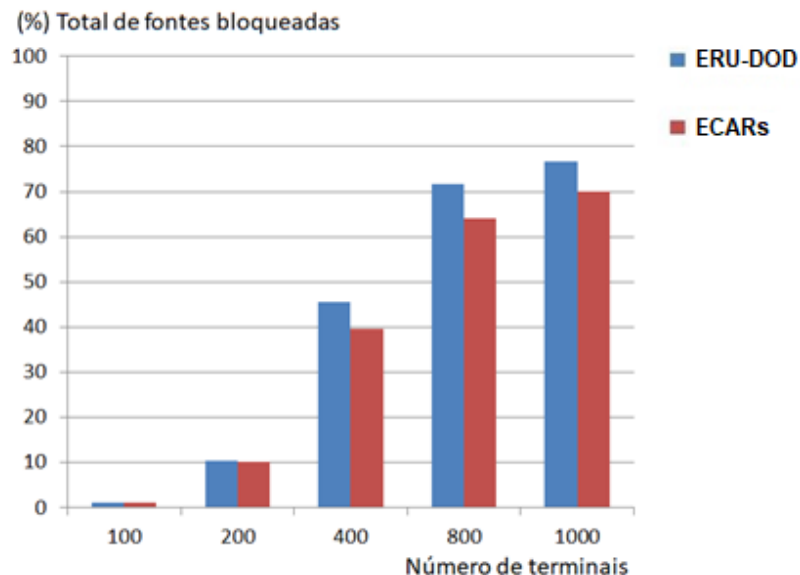


Figura 5.6 – Gráfico comparativo do total de fontes bloqueadas entre o método ERU-DOD e o ECARs.

### 5.1.1 Análise dos resultados do método ERU-DOD

Conforme pode-se observar na Tabela 5.1 e nas Figuras de 5.1 a 5.6, percebe-se o quanto o método ERU-DOD ganha em relação à métrica ECARs de Maceno et al. (2019).

Quando aplica-se um limiar mínimo no nível de bateria de 0,5 nos satélites, não se usa os satélites com menos de 50% de energia residual, com isso ocorre um balanceamento nos enlaces entre todos os satélites, evitando o descarregamento do satélite, com isso ganha-se em ciclo de vida.

Este trabalho se diferencia dos demais em relação ao tempo de vida útil ganho aos satélites. Na proposta ERU-DOD, conforme é visto na Figura 5.1, ganha-se 133,20% a mais de vida útil do satélite, isso significa que se um satélite vivesse 15 anos na proposta de Maceno et al. (2019), na nossa proposta, ERU-DOD, o mesmo satélite viveria quase 35 anos, conforme visualiza-se na Figura 5.2, isso é um ganho bastante relevante, tendo em vista diversos trabalhos na literatura tentando aumentar a vida útil do satélite sem comprometer o fluxo de dados.

Quando compara-se a energia residual média das baterias dos satélites, chega-se a um ganho de 110,20% em relação ao ECARs, para 1.000 fontes, conforme mostrado na Tabela 5.1 e na Figura 5.3. Conforme pode ser observado na Figura 5.3, o método ERU-



DOD faz com que a rede tenha uma energia mais uniforme. Isso indica que há um balanceamento maior no uso de energia pelos satélites, e conseqüentemente, favorecendo o prolongamento da vida da rede. Nota-se que com o limiar mínimo no nível de bateria de 0,5 nos satélites, a média da energia residual dos satélites fica em 50%, já na métrica ECARs, como não tenho limiar mínimo, a bateria pode descarregar por completo. A média da energia residual dos satélites usando a métrica ECARs fica menor que 20%.

Quando limita-se com um limiar mínimo no nível da bateria, exclui-se automaticamente aqueles satélites que não atendem ao requisito. Por exemplo, se o limiar mínimo no nível de bateria for 0,5, os satélites com menos de 50% de energia residual são poupados, logo não haverá nenhum satélite com menos de 50% de energia residual, com isso não se tem fontes bloqueadas por falta de energia nesses satélites (visto que todos tem no mínimo 50%), esses bloqueios se darão mais por falta de capacidade no enlace. Entretanto, nas simulações apresentadas, os totais de fontes bloqueadas, que é a soma das fontes bloqueadas por falta de energia mais as fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace, são quase os mesmos em relação ao método ERU-DOD e a métrica ECARs.

Nas fontes bloqueadas por falta de energia, Figura 5.4, ganha-se em todas as simulações com uma diferença significativa, chegando a uma diferença em torno de 28% menor. Apesar de perder nas fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace, Figura 5.5, no total de fontes bloqueadas pelos dois motivos, Figura 5.6, o resultado de ambas as propostas é quase o mesmo.

## 5.2 RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES PARA O MÉTODO ERA-DOD

A Tabela 5.2 mostra os resultados obtidos para o método ERA-DOD. A modelagem desse problema é mostrada nas Equações de (4.15) a (4.19) da Seção “4.2.2. Método ERA-DOD”. É necessário enfatizar que a diferença entre o método ERU-DOD e o método ERA-DOD, é que no primeiro é feita uma poda na rede, desabilitando os enlaces que não atendem ao limite mínimo de energia residual na bateria do satélite. Na segunda modelagem é dado um peso maior, ou seja, uma penalização para os enlaces que não atendem ao limiar mínimo de energia residual na bateria do satélite, o que implica em um maior valor para o segundo termo da Equação (4.16), de forma que o segundo termo dessa equação, que representa a carga de bateria para esse enlace, faz o resultado final da métrica tornar a utilização de tal enlace uma solução desvantajosa em relação a outros enlaces.

Tabela 5.2 – Resultados do método ERA-DOD para 100, 200, 400, 800 e 1.000 fontes em 15 voltas (900 cenários – 24horas), CBR de 1 Mbps, ISL de 10Mbps.

Fontes (Terminais)	Limiar ( $L_B$ )	Pesos ( $w_1, w_2, w_3$ )	Modelagem	Média de Fontes Bloqueadas			Energia Residual Média (%)	Tempo de Simulação (hh:mm:ss)	$gD$ Médio	Ciclo de Vida Consumido Médio - $L_{t_1, t_2}$	Aumento da vida útil em relação à ECARs (%)
				Energia (%)	Capacidade (%)	Total					
100	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	0	1,1622	1,1622	98,0211	00:36:50	0,00014253	0,00001065	0
	0,2	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	0	1,2078	1,2078	98,0078	00:33:14	0,00014334	0,00001074	-0,837988827
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	0	1,1900	1,1900	98,0171	01:46:01	0,00014272	0,00001068	-0,280898876
	0,3	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	0	1,1233	1,1233	98,0243	00:58:55	0,0001423	0,00001068	-0,280898876
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	0	1,0711	1,0711	98,215	00:33:58	0,00014245	0,0000107	-0,46728972
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERA-DOD	0	1,1900	1,1900	98,0171	00:46:06	0,00014272	0,00001068	-0,280898876
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	0	1,2111	1,2111	98,0196	00:38:46	0,00014256	0,00001072	-0,652985075
		$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	0	1,1567	1,1567	98,0153	00:28:19	0,00014287	0,0000107	-0,46728972
200	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	0,4144	9,6194	10,0339	81,0068	02:24:04	0,0027	0,0000431	0
	0,2	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	2,94	9,6989	12,6389	81,8162	00:39:51	0,00256028	0,00004107	4,942780618
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	2,5544	9,3533	11,9078	81,453	00:51:01	0,00265226	0,0000423	1,891252955
	0,3	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	3,7561	9,7383	13,4944	83,2376	01:02:30	0,00221096	0,0000373	15,54959786
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	3,2839	9,3922	12,6761	82,2385	00:59:24	0,00245092	0,00003983	8,209892041
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERA-DOD	0,545	9,5189	10,0639	80,6059	00:41:55	0,00279355	0,00004441	-2,949786084
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	5,1633	9,455	14,6183	79,8324	01:41:33	0,00367994	0,00005045	-14,56888008
		$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	5,6217	10,3939	16,0156	81,8008	00:42:29	0,00330468	0,00004584	-5,977312391
400	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	21,1861	18,4381	39,6242	52,9686	00:59:30	0,01035946	0,00012101	0
	0,2	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	19,2769	20,1419	39,4189	54,4387	00:54:56	0,00962554	0,00011727	3,189221455
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	20,8847	18,5331	39,4178	53,741	01:11:08	0,00982874	0,00011745	3,031077054
	0,3	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	18,9628	20,2294	39,1922	54,621	00:52:09	0,00947108	0,00011644	3,924768121
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	20,4028	18,925	39,3278	53,7048	01:17:53	0,0098294	0,0001183	2,290786137
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERA-DOD	21,4994	18,1475	39,6469	53,1924	01:03:00	0,01028545	0,00012001	0,833263895
	0,5	$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	20,4667	19,0883	39,555	55,8257	01:26:59	0,00942761	0,00011334	6,767248985
0,5	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	18,5739	20,6944	39,2683	56,4327	00:57:14	0,00919976	0,00011296	7,126416431	
800	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	39,3778	24,8314	64,2092	31,4931	01:36:42	0,01582327	0,00017043	0
	0,2	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	36,2476	27,5106	63,7582	31,3733	03:20:53	0,01574312	0,00017634	-3,351480095
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	37,7074	26,1379	63,8453	31,4466	02:09:24	0,01579296	0,00017444	-2,298784682
0,3	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	36,225	27,6735	63,8985	35,4841	02:52:23	0,01465408	0,0001633	4,366197183	

Fontes	Limiar	Pesos	Modelagem	Média de Fontes Bloqueadas			Energia	Tempo de	gD Médio	Ciclo de	Aumento da
	0,5	$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	37,4554	26,5454	64,008	33,7726	01:47:09	0,01515535	0,00016654	2,335775189
		$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERA-DOD	38,7643	25,5174	64,2817	30,567	02:54:59	0,01602391	0,00017236	-1,119749362
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	38,0085	26,0439	64,0524	34,8684	01:56:59	0,01490299	0,00016309	4,5005825
		$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	36,4849	27,4521	63,939	37,7647	02:05:23	0,01408992	0,00015633	9,019382076
1000	0	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ECARs	43,669	26,3911	70,0601	24,1992	22:33:27	0,01804157	0,00019017	0
	0,2	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	40,7617	29,0129	69,7746	25,2463	02:16:19	0,01767834	0,00019287	-1,399906673
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	41,8576	27,9582	69,8158	24,8881	02:19:17	0,01779312	0,00019193	-0,91700099
	0,3	$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	40,7633	29,0134	69,7768	27,0151	02:26:01	0,01712679	0,00018604	2,219952698
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	41,8651	27,931	69,7961	26,0054	02:19:17	0,01741433	0,00018694	1,72782711
	0,5	$w_1 = 0,35; w_2 = 0,35; w_3 = 0,30$	ERA-DOD	43,2748	26,8961	70,1709	22,9307	02:08:11	0,01856774	0,00019464	-2,296547472
		$w_1 = 0,20; w_2 = 0,60; w_3 = 0,20$	ERA-DOD	42,3047	27,5856	69,8902	27,7222	02:08:27	0,01694269	0,00018165	4,690338563
		$w_1 = 0,15; w_2 = 0,70; w_3 = 0,15$	ERA-DOD	40,6871	29,127	69,8141	31,221	01:58:55	0,01586816	0,00017218	10,44836799

Na Tabela 5.2 é possível observar todos os resultados das simulações realizadas para o método ERA-DOD. A seguir, mostra-se algumas figuras com a seleção dos melhores resultados, para uma melhor visualização. Nas Figuras de 5.7 a 5.12 é possível ver a comparação entre a métrica ECARs e o método ERA-DOD.

A Figura 5.7 mostra a projeção do ciclo de vida da bateria dos satélites, iniciando em 60.000 ciclos até chegar a zero. O eixo x representa os anos e o eixo y, a quantidade de ciclos de vida da bateria dos satélites. Na cor vermelha visualiza-se a métrica ECARs, que chega a 15 anos de vida útil para a bateria dos satélites. Na cor azul visualiza-se o método ERA-DOD, que chega a 16 anos de vida útil para a bateria dos satélites.

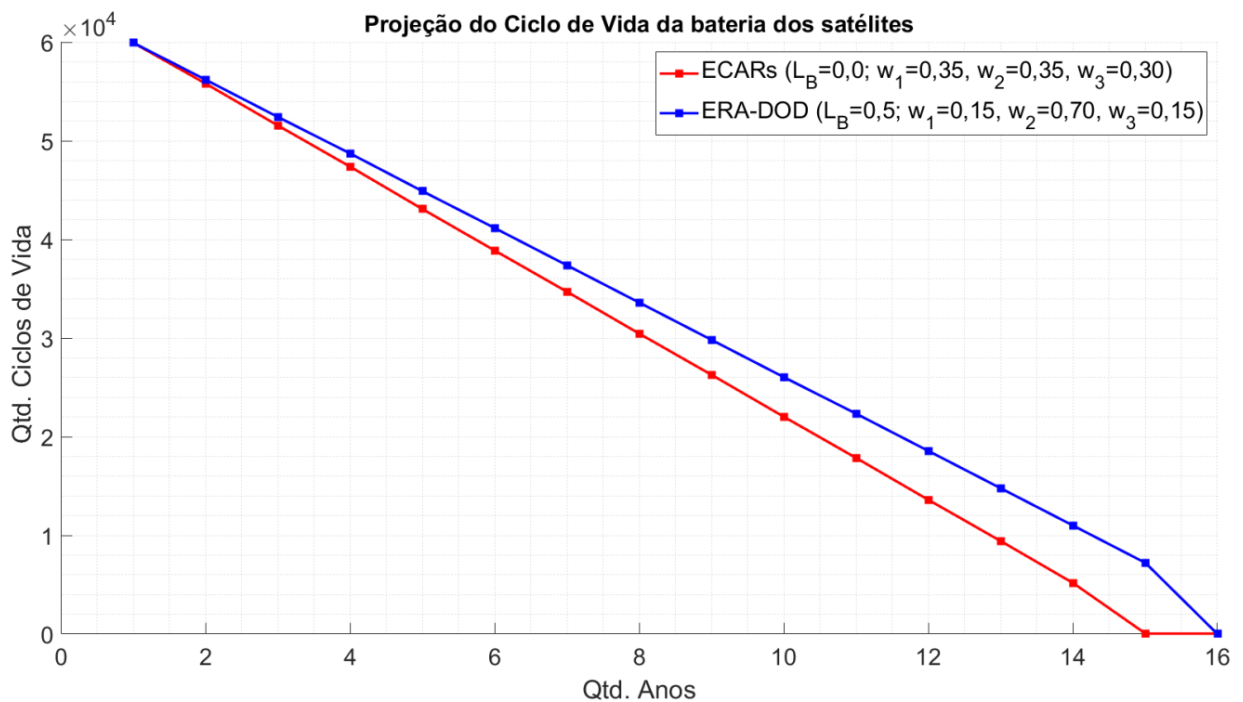


Figura 5.7 – Projeção do Ciclo de Vida para o método ERA-DOD e o ECARs.

Na Figura 5.8 é possível ver essa projeção de vida do satélite através do gráfico em barras, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, com a projeção de duração de 15 anos para o satélite, enquanto a cor azul representa o método ERA-DOD, com a projeção de duração de quase 17 anos para o satélite, um ganho de 10,45% de vida útil.

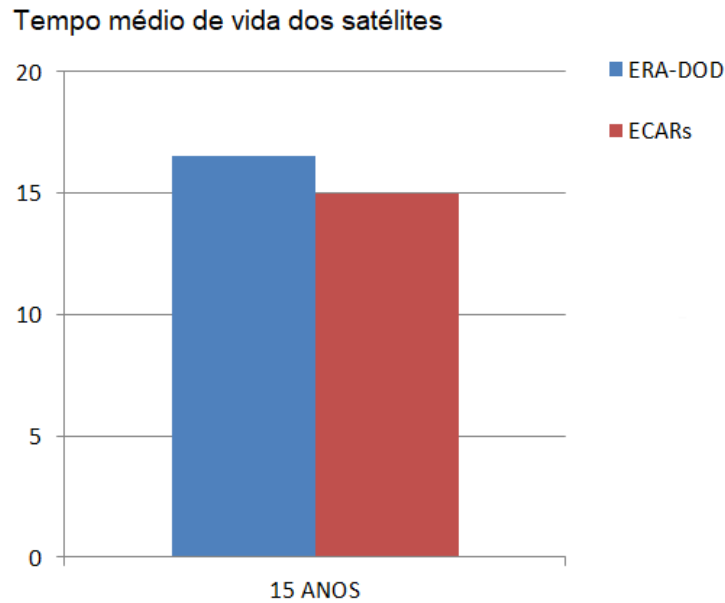


Figura 5.8 – Gráfico comparativo da vida útil do satélite para o método ERA-DOD e o ECARs.

A Figura 5.9 mostra a variação da energia residual média das baterias de todos os 66 satélites com 1000 fontes e um período de 24 horas, entre o método ERA-DOD, considerando  $L_B = 0,5$ ,  $w_1 = 0,15$ ,  $w_2 = 0,70$  e  $w_3 = 0,15$ , e a métrica ECARs, considerando os pesos  $w_1 = 0,35$ ,  $w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,30$ . Nessa figura, a linha azul representa o método ERA-DOD e a vermelha, a métrica ECARs.

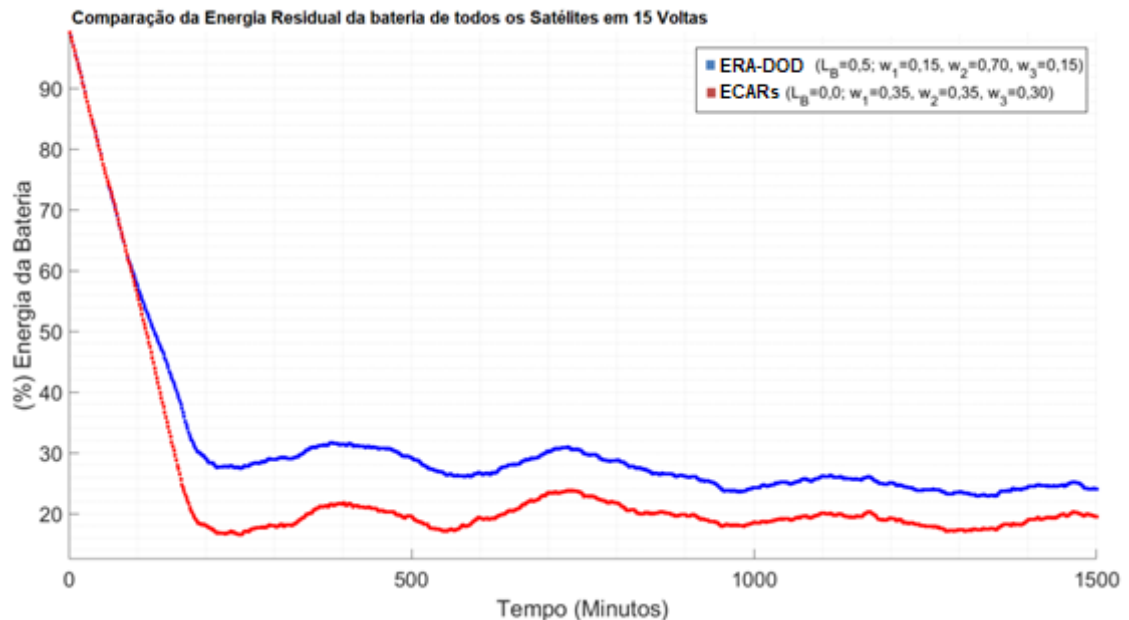


Figura 5.9 – Comparação da energia residual média das baterias em 24 horas de simulação para o método ERA-DOD e ECARs para 1000 fontes e pesos  $L_B = 0,5$  e  $w_1 = 0,15$ ;  $w_2 = 0,70$ ;  $w_3 = 0,15$ .

Na Figura 5.10 observam-se as fontes bloqueadas por falta de energia, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERA-DOD.

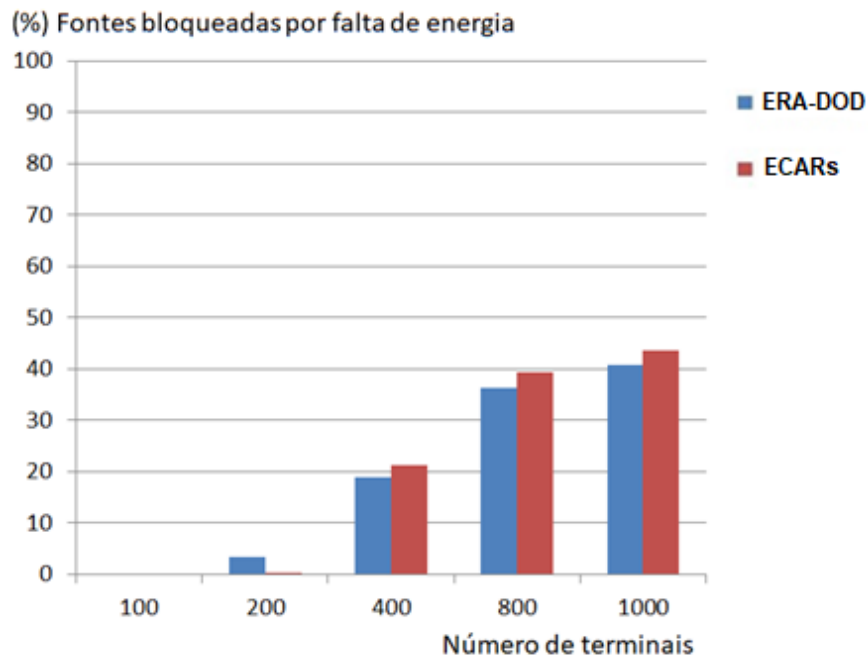


Figura 5.10 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de energia entre o método ERA-DOD e o ECARs.

Na Figura 5.11 observam-se as fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace, onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERA-DOD.

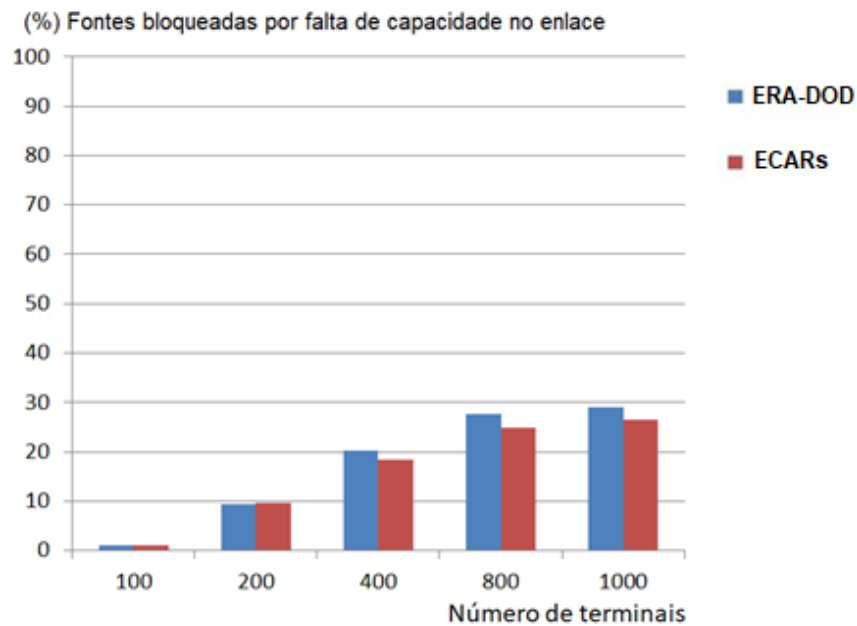


Figura 5.11 – Gráfico comparativo das fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace entre o método ERA-DOD e o ECARs.

Já a Figura 5.8 mostra o total de fontes bloqueadas (a soma das duas anteriores), onde a cor vermelha representa a métrica ECARs, enquanto a cor azul representa o método ERA-DOD.

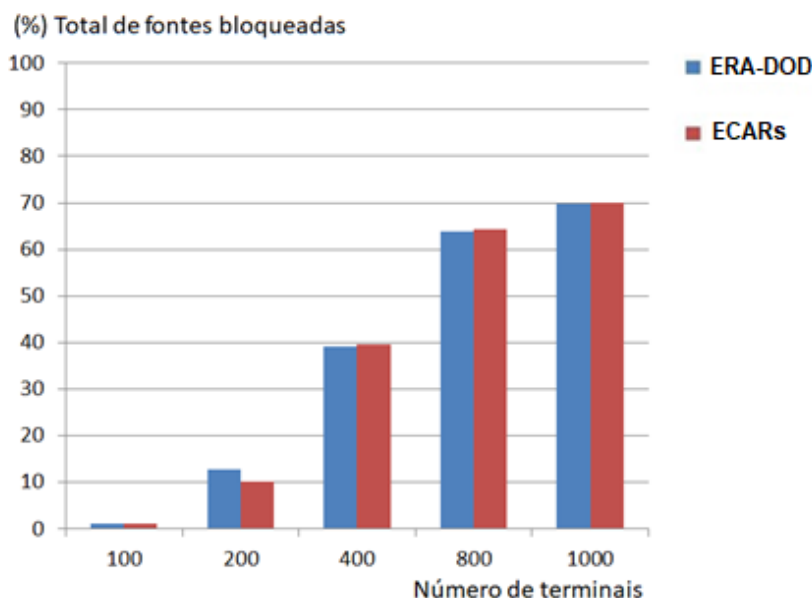


Figura 5.12 – Gráfico comparativo do total de fontes bloqueadas da Método ERA-DOD e do ECARs.

### 5.2.1 Análise dos resultados do método ERA-DOD

Conforme pode-se observar na Tabela 5.2 e nas Figuras de 5.7 a 5.12, percebe-se o quanto o método ERA-DOD ganha em relação a métrica ECARs de Maceno et al. (2019).

Em relação ao tempo de vida ganho aos satélites, no método ERA-DOD, conforme é visto na Figura 5.7, ganha-se 10,45% a mais de vida útil do satélite. Isso significa que, se um satélite vivesse 15 anos na proposta de Maceno et al. (2019), no método ERA-DOD o mesmo satélite viveria quase 17 anos, conforme visualiza-se na Figura 5.8, isso prova que o nosso trabalho alcançou melhorias significativas para as redes de satélites em baixa órbita.

Quando compara-se a energia residual média das baterias dos satélites, o método ERA-DOD obteve um valor em torno de 29,06% maior do que a métrica ECARs, para 1.000 fontes, conforme mostrado na Tabela 5.2 e na Figura 5.9.

Nas fontes bloqueadas por falta de energia, Figura 5.10, ganha-se em todas as simulações, apesar de perder nas fontes bloqueadas por falta de capacidade no enlace, Figura 5.11. No total de fontes bloqueadas pelos dois motivos, Figura 5.12, o resultado do método ERA-DOD também ganha.

### 5.3 COMPARAÇÕES COM TRABALHOS DA LITERATURA

Nesta seção apresenta-se uma comparação dos resultados obtidos neste trabalho com os três principais trabalhos da literatura que utilizaram e calcularam o ciclo de vida da bateria dos satélites, com diferentes abordagens, são eles: Hussein et al. (2015), Yang et al. (2016) e Tsuchida et al. (2020). Embora Maceno et al. (2019) não tenham calculado o ciclo de vida útil, mas tendo em vista este trabalho ter adaptado a métrica ECARs proposta, também o utilizamos para comparação do ciclo de vida.

Conforme apresentado na Tabela 3.1, no Capítulo 3 de Revisão Bibliográfica, para avaliar o desempenho dos seus métodos, Hussein et al. (2015) desativaram os enlaces cujos satélites estão em áreas de eclipse e em áreas com pouco tráfego, ou seja, realizaram a poda do enlace, obtendo um ganho no ciclo de vida útil da bateria de 40% na proposta BASIC e 80% no SNAP. Já no trabalho de Yang et al. (2016), os autores colocaram os satélites não utilizados no modo de hibernação, alcançando ganhos no ciclo de vida útil da bateria de 7,23% na proposta GREEN-B, 41,20% no GREENSR e 49,97% no GREEN-A. E por fim, Tsuchida et al. (2020) controlaram a energia de transmissão de cada satélite usando Q-Learning, de acordo com o volume de tráfego e com a quantidade da bateria, a carga da bateria é equalizada entre todos os satélites, obtendo um aumento do ciclo de vida útil da bateria de 45%.

É necessário ressaltar que Hussein et al. (2015) não modelaram e nem calcularam o ciclo de vida da bateria, como foi realizado por Yang et al. (2016), Tsuchida et al. (2020) e pelo trabalho ora proposto. Hussein et al. (2015) apenas inferiram que a redução da descarga da bateria de 6% no BASIC e de 12% no SNAP levaria a um aumento do ciclo de vida da bateria, sem demonstrar tais cálculos.

Em nosso trabalho, com o melhor modelo selecionado da metodologia proposta, ERU-DOD, alcançamos um aumento de vida útil da bateria do satélite de 133,20% e uma energia residual média de 110,20% a mais em relação a métrica ECARs, ou seja, obtivemos melhores valores para essas métricas do que os registrados na literatura.

A Tabela 5.3 apresenta a comparação dos trabalhos da literatura com os resultados obtidos com a metodologia proposta, para os métodos ERU-DOD e ERA-DOD.



Tabela 5.3 – Tabela de comparação entre os resultados obtidos com a metodologia proposta e os resultados obtidos em trabalhos da literatura.

<b>Literatura</b>	<b>Técnica</b>	<b>Aumento da Vida Útil (%)</b>	<b>Energia Residual (%)</b>
Hussein et al. (2015)	BASIC	40%	-----
	SNAP	80%	-----
Yang et al. (2016)	GREEN-B	7,23%	-----
	GREENSR	41,2%	-----
	GREEN-A	49,97%	-----
Maceno et al. (2019)	ECARs	-----	23,52%
Tsuchida et al. (2020)	Q-Learning	45%	-----
<b>Metodologia</b>	<b>ERU-DOD</b>	<b>133,20%</b>	<b>49,44%</b>
<b>Proposta</b>	<b>ERA-DOD</b>	<b>10,45%</b>	<b>31,22%</b>

#### 5.4 CONSIDERAÇÕES

Portanto, as modelagens ora propostas neste trabalho apresentam os melhores resultados em relação aos trabalhos da literatura revisados nesta pesquisa, quanto ao tempo de vida útil do satélite e energia residual da bateria do satélite. Observamos também, que quase não houve fontes bloqueadas por falta de energia mínima na rota, evidenciando que o gargalo maior da rede está na capacidade do enlace. Enfatizamos que o trabalho ora proposto difere do de Maceno et al. (2019) nesse tratamento, bem como na modelagem do limiar mínimo para a carga de bateria dos satélites.

---

## 6. CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

No Capítulo 5 foram apresentados os resultados obtidos, bem como foi realizada uma análise e feitas considerações do desenvolvimento deste trabalho. Neste capítulo, serão mostradas as conclusões e contribuições mais significativas no que tange ao atendimento dos objetivos propostos, bem como as abordagens futuras que se pretende desenvolver.

Este capítulo, estruturalmente, é constituído por duas seções. Na primeira, são elencadas as conclusões e os objetivos pertinentemente atingidos neste trabalho. Na segunda, são feitas proposições para o prosseguimento desta pesquisa.

### 6.1 CONCLUSÕES

Essa dissertação teve como objetivo aumentar a vida útil das baterias dos satélites, propondo uma metodologia para balanceamento de carga no roteamento de pacotes nos satélites de uma constelação LEO, adaptando a métrica ECARs proposta por Maceno et al. (2019) aplicando um nível mínimo para a bateria dos satélites, a fim de evitar o roteamento de pacotes por satélites com baixa carga residual de bateria, e com isso, equalizando a carga da bateria entre todos os satélites.

Para a realização deste trabalho foram propostos dois métodos, denominados ERU-DOD (*Energy Routing prUning - Depth of Discharge*) e ERA-DOD (*Energy Routing penAlty - Depth of Discharge*), que adaptam a métrica de roteamento ECARs. Foi aplicado o algoritmo de caminho com menor custo, Dijkstra, em conjunto com os métodos ERU-DOD e ERA-DOD, a fim de encontrar caminhos mais vantajosos em termos de energia.

Os resultados obtidos neste trabalho foram comparados com os resultados dos trabalhos dos autores Hussein et al. (2015), Yang et al. (2016), Maceno et al. (2019) e Tsuchida et al. (2020). Com a metodologia proposta, ERU-DOD, os resultados obtidos para o aumento do ciclo de vida útil da bateria do satélite e para a energia residual média da bateria do satélite foram superiores aos resultados obtidos por esses autores.

Ademais, esse trabalho de dissertação gerou o artigo “Otimização de Energia em uma Rede de Satélites LEO em Cenários de Alta Vazão” (Macambira et al., 2021), submetido ao evento 12a edição do Computer on the Beach. Realizado pela Universidade do Vale do Itajaí – UNIVALI e a EMCT – Escola do Mar, Ciência e Tecnologia. Nos dias 07 a 09 de abril de 2021, Florianópolis – Santa Catarina, Brasil.

É necessário enfatizar que neste trabalho os objetivos propostos foram atingidos de forma completa, e serão listados e mostrados a seguir:

#### 6.1.1 Adaptar o modelo computacional desenvolvido com a ferramenta MATLAB proposto por Maceno et al. (2019)

Com uma abordagem para um ambiente de alta vazão, a adaptação do modelo computacional requereu um estudo conceitual e várias simulações iniciais para adequação e aprimoramento do modelo, conforme mostrado na “Seção 4.1.4 Simulador”. É importante frisar que esses experimentos preliminares foram cruciais para o entendimento das limitações do simulador. E como pode ser visto, uma pesquisa detalhada para realizar esse aperfeiçoamento foi levada a cargo para que se pudesse realizar esse trabalho da melhor forma possível.

#### 6.1.2 Propor uma metodologia eficiente para roteamento em redes de satélites LEO para maximizar a eficiência energética

A metodologia proposta neste trabalho, demonstrada na Seção 4.2, e especificamente, os métodos ERU-DOD e ERA-DOD propostos mostraram-se eficientes na maximização da eficiência energética, obtendo mais de 30% de energia residual média. Além disso, o número de fontes bloqueadas por falta de energia foi significativamente menor do que o resultado mostrado pela métrica ECARs.

#### 6.1.3 Elaborar uma modelagem do tempo de vida útil das baterias dos satélites LEO

Ante de mais nada, é preciso ressaltar que poucos trabalhos na literatura realizaram modelagem do ciclo de vida útil da bateria. Com certa limitação de informações sobre esse assunto, um estudo minucioso e detalhado sobre os conceitos matemáticos foi realizado para entendimento e compreensão desse tópico. Na Seção 2.2.4 é descrita a parte conceitual sobre o DOD, consumo do ciclo de vida e taxa de consumo. Além disso, integrou-se as expressões matemáticas, conforme mostrado no Apêndice A. E finalmente, adicionou-se essa modelagem de ciclo de vida útil no simulador para a realização dos experimentos deste trabalho.

#### 6.1.4 Avaliar o desempenho do método proposto, comparando os resultados obtidos com os de outros trabalhos da literatura

Em comparação com os trabalhos da literatura como os de Hussein et al. (2015), Yang et al. (2016), Maceno et al. (2019) e Tsuchida et al. (2020), a metodologia proposta obteve resultados expressivos tanto no aumento da vida útil dos satélites como da energia residual, conforme visto na Seção 5.3. Para se ter uma ideia, o método GREEN-A de Yang et al. (2016) obteve 49,97% de aumento do ciclo de vida, já o método proposto, ERU-DOD, obteve 133,20% de aumento do ciclo de vida, ou seja, mais de 80% de diferença entre ambos. Quanto à energia residual média, o método ERUD-DOD superou o ECARs em mais de 110%, tendo em vista a energia residual do método ERU-DOD ser de 49,44% e do ECARs ser de 23,52%. Isso posto, comprova a eficiência da metodologia proposta neste trabalho de pesquisa.

## 6.2 TRABALHOS FUTUROS

Em trabalhos futuros, propõe-se expandir a área de estudo para os demais segmentos da comunicação satelital, incorporando o segmento terrestre, que consiste nas estações e nos terminais de usuário (VSATs – *Very Small Aperture Terminals* – pequenas estações terrestres remotas) e nos serviços (HUB – concentrador/estações terrestre mestre). A expansão do estudo é importante, uma vez que ampliando as opções de caminho de roteamento, maximizamos a largura de banda.

Além disso, é possível fazer uso de uma topologia híbrida em redes de satélites, utilizando satélites das diferentes órbitas, LEO (*Low Earth Orbit* – Órbita Terrestre Baixa), MEO (*Medium Earth Orbit* – Órbita Terrestre Média) e GEO (*Geostationary Orbit* – Órbita Geoestacionária), esses sistemas híbridos são normalmente utilizados a fim de otimizar a energia utilizada.

Ademais, pretende-se considerar um tratamento para que os satélites com apenas dois ISLs, pois nem todos os satélites possuem 4 ISLs, não possam afunilar o tráfego da rede com a finalidade de diminuir a taxa de bloqueio por falta de capacidade no enlace. E por fim, realizar estudo de algoritmos com menor complexidade computacional para aplicar a metodologia em outras constelações de satélites, principalmente, as formadas por microssatélites.

## REFERÊNCIAS

---

AGUIAR, L. M., Pereira, B., Lauret, P., Díaz, F., and David, M. **Combining solar irradiance measurements, satellite-derived data and a numerical weather prediction model to improve intra-day solar forecasting.** *Renewable Energy*, 97, 599-610, 2016.

BRIG. A. Basu (Member). **Military Application of Satellite.** *IETE Journal of Research*, 20:3-4, 146-152, DOI: 10.1080/03772063.1974.11487354, 1974.

BURLEIGH, S. **Contact Graph Routing.** Internet Draft, 2010.

CGI – Comitê Gestor da Internet no Brasil. **Telecentros Atuam na Formação para uso das Tecnologias e para Inclusão Digital no Brasil.** Disponível em: ><https://cgi.br/noticia/releases/telecentros-atuam-na-formacao-para-uso-das-tecnologias-e-para-inclusao-digital-no-brasil/>>. Acessado em 26 de setembro de 2020.

CHEN. C.; and EKICI, E. **A Routing Protocol for Hierarchical LEO/MEO Satellite IP Networks.** *Wireless Netw*, vol. 11, pg. 507–521, 2005.

CHONG, E. K. P.; and ZAK, S. H. **An Introduction to Optimization.** (4th Ed.). Canada. John Wiley & Sons. (Chapter 14: Global Search Algorithms), 2013.

DAI, CQ.; LIAO G.; MATHIOPOULOS, P.T.; and CHEN, Q. **Multi-service Routing with Guaranteed Load Balancing for LEO Satellite Networks.** In: Gao H., Feng Z., Yu J., Wu J. (eds) *Communications and Networking. ChinaCom 2019. Lecture Notes of the Institute for Computer Sciences, Social Informatics and Telecommunications Engineering*, vol 312. Springer, Cham. pp 283-298, 2020.

FANG, W.; AN, Y.; KAIDI, H.; LI, J.; WANG, B.; LI, J.; WANG, Q.; and GUO, Q. **Energy-Efficient Network Transmission between Satellite Swarms and Earth Stations Based on Lyapunov Optimization Techniques.** *Mathematical Problems in Engineering*, 2014.

FELLNER, J. P.; LOEBER, G. J.; VUKSON, S. P.; and RIEPENHOFF, C.A. **Lithium-ion testing for spacecraft applications.** ISSN 0378-7753, [https://doi.org/10.1016/S0378-7753\(03\)00222-2](https://doi.org/10.1016/S0378-7753(03)00222-2). *Journal of Power Sources*, Volumes 119–121, Pages 911-913, 2003.

GLOBALCOMSET. **The cost of building and launching a satellite.** Disponível em: <<https://globalcomsatphone.com/costs/#:~:text=It%20is%20estimated%20that%20a,and%20send%20them%20into%20orbit>>. Acessado em 10 de janeiro de 2021.

GISMAP. **Download World Shapefile free – Country Borders, Continents.** Disponível em: <[https://map.igismap.com/share-map/export-layer/TM\\_WORLD\\_BORDERS-0.3/502e4a16930e414107ee22b6198c578f/](https://map.igismap.com/share-map/export-layer/TM_WORLD_BORDERS-0.3/502e4a16930e414107ee22b6198c578f/)>. Acessado em 20 de julho de 2020.

HUANG, T.; W. YANG, W.; WU, J.; MA, J.; ZHANG, X.; and ZHANG, D. **A Survey on Green 6G Network: Architecture and Technologies.** IEEE Access, vol. 7, pp. 175758-175768, 2019.

HUANG, X.; ZHANG, J. A.; LIU, R. P.; GUO, Y. J., and HANZO, L. **Integrating space and terrestrial networks with passenger airplanes for 6th generation wireless-will it work?** IEEE Vehicular Technology Magazine, 2019.

HUSSEIN, M.; JAKLLARI, G.; and PAILLASSA, B. **On Routing for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Networks.** IEEE Global Communications Conference, Austin, TX, 2014, pp. 2832-2837, 2014.

HUSSEIN, M.; G. JAKLLARI, G.; and B. PAILLASSA, B. **Network Pruning for Extending Satellite Service Life in LEO Satellite Constellations.** IEEE International Conference on Data Science and Data Intensive Systems, Sydney, NSW, pp. 240-246, 2015.

HUSSEIN, M.; ELAYYAN, I.; TUMAR, I.; ABU-ISSA, A.; GHANEM, W.; and AHMED, S. **Enabling Green Networking with a Power Down Approach in LEO Satellite Constellations.** IEEE International Conference on Internet of Things (iThings) and IEEE Green Computing and Communications (GreenCom) and IEEE Cyber, Physical and Social Computing (CPSCom) and IEEE Smart Data (SmartData), Exeter, pp. 490-495, 2017.

ILERI, S. C.; KARABINA, A.; and KILIÇ, E. **Comparison of Different Normalization Techniques on Speakers' Gender Detection.** International Scientific and Vocational Studies Congress, Ürgüp, Nevşehir, Turkey, 2018.

INPE – Instituto Brasileiro de Pesquisas Espaciais. **Redes de Satélites.** Disponível em: <<https://silo.tips/download/redes-satelites>>. Acessado em 20 de setembro de 2020.

ITU - International Telecommunication Union. **Measuring Digital Development Facts and Figures**. Published in Switzerland Geneva, 2019. Disponível em: <<https://www.itu.int/en/ITU/Statistics/Documents/facts/FactsFigures2019.pdf>>. Acessado em 04 de julho de 2020.

JAVAID, A. **Understanding Dijkstra Algorithm**. SSRN Electronic Journal. 2013.

JIA, X.; LV, T.; HE, F.; and HUANG, R. **Collaborative Data Downloading by Using Inter-Satellite Links in LEO Satellite Networks**. IEEE Transactions on Wireless Communications, vol. 16, no. 3, pp. 1523-1532, March 2017.

JIA, X.; XU, M.; PAN, X.; and MAO, X. **Eclipse Prediction Algorithms for Low-Earth-Orbiting Satellites**. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 53, no. 6, pp. 2963-2975, Dec. 2017.

JONES, H. **The recent large reduction in space launch cost**. 48th International Conference on Environmental Systems. July, 2018.

KODHELI, O.; LAGUNAS, E.; MATURO, N; SHARMA, S. K.; SHANKAR, B.; MONTOYA, J.; MERLANO, J.C. D.; SPANO, D.; CHATZINOTAS, S.; KISSELEFF, S.; QUEROL, J.; LEI, L.; VU, T.; and GOUSSETIS, G. **Satellite Communications in the New Space Era: A Survey and Future Challenges**. IEEE Communications Surveys& Tutorials, 2020.

LONG, F. **Satellite Network Robust QoS-aware Routing**. Springer Berlin Heidelberg, 2014.

LI, Y.; FENG, Z.; CHEN, S.; ZHAO, Z.; and WANG, F. **Application of the Artificial Neural Network and Support Vector Machines in Forest Fire Prediction in the Guangxi Autonomous Region, China**. Discrete Dynamics in Nature and Society, 2020.

LI, X.; FENG, W.; WANG, J.; CHEN, Y.; GE, N.; and WANG, C. -X. **Enabling 5G on the Ocean: A Hybrid Satellite-UAV-Terrestrial Network Solution**. IEEE Wireless Communications, vol. 27, no. 6, pp. 116-121, doi: 10.1109/MWC.001.2000076. December 2020.

MACAMBIRA, R.D.N.M.; CARVALHO, C.B.; e DE REZENDE, J.F. **Otimização de Energia em uma Rede de Satélites LEO em Cenários de Alta Vazão**. Anais do Computer on the Beach, 12, 248-254. Web. 14 Ago. 2021.

MACENO, F. E. P.; CARVALHO, C.; e MOTA, E. **Roteamento Ciente da Capacidade e Consumo Energético em Redes de Satélites LEO**. XXXVII SIMPÓSIO BRASILEIRO DE TELECOMUNICAÇÕES E PROCESSAMENTO DE SINAIS, Petrópolis - RJ - Brasil de 29 de setembro a 02 de outubro de 2019.

MAJUMDAR, A. K. **Chapter 8 - Free-Space Optical Communications: Role and Integration With the Internet of Things**. Editor(s): Arun K. Majumdar, Optical Wireless Communications for Broadband Global Internet Connectivity, Elsevier, pages 245-258, 2019.

MARAL, G.; and BOUSQUET, M. **Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technologies**. Fifth edition, A John Wiley and Sons, Ltd, Publication, West Sussex, United Kingdom, 2009.

MARCHESE, M; and PATRONE, F. **E-CGR: Energy-Aware Contact Graph Routing Over Nanosatellite Networks**. IEEE Transactions on Green Communications and Networking, vol. 4, no. 3, pp. 890-902, Sept. 2020.

MATRICCIANI, E. **Geocentric Spherical Surfaces Emulating the Geostationary Orbit at Any Latitude with Zenith Links**. Future Internet. 12. 16, 2020.

MINIWATTS, M. G. **Internet Usage Statistics**. 2020. Disponível em: <<https://www.internetworldstats.com/stats.htm>>. Acessado em 20 julho 2020.

PLANET – **Planet Imagery Product Specification: Planetscope & Rapideye**. Disponível em: <[https://www.planet.com/products/satellite-imagery/files/1610.06\\_Spec%20Sheet\\_Combined\\_Imagery\\_Product\\_Letter\\_ENGv1.pdf](https://www.planet.com/products/satellite-imagery/files/1610.06_Spec%20Sheet_Combined_Imagery_Product_Letter_ENGv1.pdf)>. Report, October, 2016. Acessado em 10 de janeiro de 2021.

QU, Z.; ZHANG, G.; CAO, H.; and XIE, J. **LEO satellite constellation for Internet of Things**. IEEE access, 5, 18391-18401, 2017.



RESEARCH AND MARKETS. **Satellite Services Market by Type (LEO, MEO, and GEO), Communications (Voice and Data), Solutions, Applications, Segments (Consumer, Enterprise, Industrial, and Government), and Industry Verticals 2020 – 2025**. Report, November 2020. Disponível em: <<https://www.researchandmarkets.com/reports/5186845/satellite-services-market-by-type-leo-meo-and>>. Acessado em 04 de janeiro de 2021.

SAARNISAARI, H.; DIXIT, S.; ALOUINI, M. S.; CHAOUB, A.; GIORDANI, M.; KLIKS, A.; ... and ZHOU, H. **A 6G white paper on connectivity for remote areas**. arXiv preprint arXiv:2004.14699, 2020.

SAID, N.; AHMAD, K.; RIEGLER, M.; POGORELOV, K.; HASSAN, L.; AHMAD, N.; and CONCI, N. **Natural disasters detection in social media and satellite imagery: a survey**. Multimedia Tools and Applications, 78(22), 31267-31302, 2019.

SILHA, J., KRAJCOVIC, S., ZIGO, M., TOTH, J., ZILKOVA, D., VILAGI, J., ... AND FLOHRER, T. **Space debris observations with the slovak AGO70 telescope: astrometry and light curves**. Advances in Space Research. Volume 65, pages 2018-2035, April 2020.

SPACENEWS. **Telesat remains optimistic about prospects for LEO constellation**. Disponível em: < <https://spacenews.com/telesat-remains-optimistic-about-prospects-for-leo-constellation>>. Report, November, 2020. Acessado em 10 de janeiro de 2021.

SU, Y.; LIU, Y.; ZHOU, Y; YUAN, J; H. CAO, H.; and SHI, J. **Broadband LEO Satellite Communications: Architectures and Key Technologies**. IEEE Wireless Communications, vol. 26, no. 2, pp. 55-61, doi: 10.1109/MWC.2019.1800299. April 2019.

SUMANTH, R. M. **Computation of Eclipse Time for Low-Earth Orbiting Small Satellites**. International Journal of Aviation, Aeronautics and Aerospace, vol. 6, pages 15, 2019.

UNESCO - United Nations Educational, Scientific and Cultural Organization, 2019. **ASSESSING INTERNET DEVELOPMENT IN Using UNESCO's Internet Universality ROAM-X Indicators BRAZIL**. Disponível em: <[https://cetic.br/media/docs/publicacoes/8/20200117094619/Assessing\\_Internet\\_Development\\_in\\_Brazil.pdf](https://cetic.br/media/docs/publicacoes/8/20200117094619/Assessing_Internet_Development_in_Brazil.pdf)>. Acessado em 03 de julho de 2020.

TSUCHIDA, H.; KAWAMOTO, Y.; KATO, N.; KANEKO, K.; TANI, S.; UCHIDA, S.; and ARUGA, H. (2020). **Efficient Power Control for Satellite-Borne Batteries Using Q-Learning in Low-Earth-Orbit Satellite Constellations**. *IEEE Wireless Communications Letters*, vol. 9, no. 6, pp. 809-812, June 2020.

YANG, Y.; XU, M.; WANG D.; and WANG, Y. **Towards Energy-Efficient Routing in Satellite Networks**. in *IEEE Journal on Selected Areas in Communications*, vol. 34, no. 12, pp. 3869-3886, Dec. 2016.

YANG, J.; GONG, P.; FU, R.; ZHANG, M.; CHEN, J.; LIANG, S.; ... and DICKINSON, R. **The role of satellite remote sensing in climate change studies**. *Nature Clim Change* 3, 875–883. <https://doi.org/10.1038/nclimate1908>, 2013.

ZHANG, T.; YIN, J.; SHI, H.; LIU, Z.; and DONG, T. **Routing Algorithms with Efficient Resource Utilization for LEO Satellite Networks**. *Proceedings Volume 11068, Second Symposium on Novel Technology of X-Ray Imaging*, 2019.

ZHANG, M.; and W. ZHOU, W. **Energy-Efficient Collaborative Data Downloading by Using Inter-Satellite Offloading**. 2019 *IEEE Global Communications Conference (GLOBECOM)*, Waikoloa, HI, USA, pp. 1-6, 2019.

ZHENG, N. HUA, Z. ZHONG, J. LI, Y. LI and X. ZHENG. **Time-Sliced Flexible Resource Allocation for Optical Low Earth Orbit Satellite Networks**. *IEEE Access*, vol. 7, pp. 56753-56759, 2019.

## APÊNDICE

---

Será apresentado o desenvolvimento matemático para o cálculo de ciclos de recarga e descarga das baterias, a partir da função da taxa de consumo dos ciclos de vida dos satélites apresentado pelos trabalhos de Yang et al. (2016) e Tsuchida et al. (2020).

A seguir, mostra-se a integração da Equação 4.11.

Primeiramente, aplica-se a integração por substituição, fazendo:

$$u = A(D - 1) \quad (\text{A.1})$$

Assim, tem-se que:

$$\begin{aligned} \frac{du}{dD} &= A(D - 1) = AD - A = A \Rightarrow \\ du &= A * dD \Rightarrow \\ dD &= \frac{du}{A} \end{aligned}$$

Isolando D, na equação (A.1), tem-se:

$$u = A(D - 1) = AD - A \Rightarrow D = \frac{u + A}{A}$$

Agora, precisa-se atualizar o intervalo da integral. Dessa forma:

- a) Quando  $D = D(t_1)$ , pela equação (A.1),  $u = A(D(t_1) - 1)$ ;
- b) Quando  $D = D(t_2)$ , pela equação (A.1),  $u = A(D(t_2) - 1)$ .

Logo, realizando a substituição na integral tem-se:

$$\int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \frac{10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A)}{A} du \quad (\text{A.2})$$

Removendo as constantes da integral,

$$\int af(x)dx = a \int f(x)dx$$

Tem-se:

$$\int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \frac{10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A)}{A} du$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} 10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A) du \\
&= \frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} 10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A) du
\end{aligned} \tag{A.3}$$

Expandindo

$$\begin{aligned}
10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A) &= 10^u + \ln(10) * 10^u * u + \ln(10) * 10^u * A \\
&\frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} 10^u (1 + \ln(10) u + \ln(10) A) du \\
&= \frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} (10^u + \ln(10) * 10^u * u + \ln(10) * 10^u * A) du
\end{aligned} \tag{A.4}$$

Aplicando a regra da soma,

$$\int f(x) \mp g(x) dx = \int f(x) dx \mp \int g(x) dx$$

Vêm-se:

$$\begin{aligned}
&\frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} (10^u + \ln(10) * 10^u * u + \ln(10) * 10^u * A) du \\
&= \frac{1}{A} \left( \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} 10^u du + \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \ln(10) * 10^u * u du \right. \\
&\quad \left. + \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \ln(10) * 10^u * A du \right)
\end{aligned} \tag{A.5}$$

Resolvendo cada uma das três integrais anteriores, tem-se:

$$\int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} 10^u du = \frac{10^{A(D(t_2)-1)}}{\ln(10)} - \frac{10^{A(D(t_1)-1)}}{\ln(10)} \tag{A.6}$$

$$\begin{aligned}
&\int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \ln(10) * 10^u * u du \\
&= 10^{A(D(t_2)-1)} * A * D(t_2) - 10^{A(D(t_2)-1)} * A - \frac{10^{A(D(t_2)-1)}}{\ln(10)} \\
&\quad - 10^{A(D(t_1)-1)} * A * D(t_1) + 10^{A(D(t_1)-1)} * A + \frac{10^{A(D(t_1)-1)}}{\ln(10)}
\end{aligned} \tag{A.7}$$

$$\begin{aligned}
& \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \ln(10) * 10^u * u du \\
&= 10^{A(D(t_2)-1)} * A * D(t_2) - 10^{A(D(t_2)-1)} * A - \frac{10^{A(D(t_2)-1)}}{\ln(10)} - 10^{A(D(t_1)-1)} * A \\
&\quad * D(t_1) + 10^{A(D(t_1)-1)} * A + \frac{10^{A(D(t_1)-1)}}{\ln(10)} \\
& \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} \ln(10) * 10^u * A du = 10^{A(D(t_2)-1)} * A - 10^{A(D(t_1)-1)} * A \tag{A.8}
\end{aligned}$$

Substituindo e simplificando as Equações (A.6), (A.7) e (A.8) na expressão (A.5), tem-se:

$$\begin{aligned}
& \frac{1}{A} \int_{A(D(t_1)-1)}^{A(D(t_2)-1)} (10^u + \ln(10) * 10^u * u + \ln(10) * 10^u * A) du \\
&= 10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1)
\end{aligned}$$

Logo,

$$\int_{D(t_1)}^{D(t_2)} 10^{A(D-1)} (1 + A * \ln 10 * D) dD = 10^{A(D(t_2)-1)} * D(t_2) - 10^{A(D(t_1)-1)} * D(t_1)$$

Como queríamos demonstrar.