



Universidade Federal do Amazonas  
Faculdade de Tecnologia  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica

# **Roteamento em Redes de Satélites de Uma Constelação de Baixa Órbita Com Vistas a Redução do Consumo Energético**

**Francisco Enedelson Passos da Maceno**

**Manaus-AM  
Março de 2019**

Francisco Enedelson Passos da Maceno

# **Roteamento em Redes de Satélites de Uma Constelação de Baixa Órbita Com Vistas a Redução do Consumo Energético**

**Dissertação de Mestrado** apresentada ao Programa de Pós-Graduação Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Amazonas, área de concentração controle e automação de sistemas, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do Título de Mestre em Engenharia Elétrica.

Universidade Federal do Amazonas - UFAM

Faculdade de Tecnologia

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica

Orientador: Dr. Celso Barbosa Carvalho

Manaus-AM

Março de 2019

## Ficha Catalográfica

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

M141r Maceno, Francisco Enedelson Passos da  
Roteamento em redes de satélites de uma constelação de baixa  
órbita com vistas a redução do consumo energético / Francisco  
Enedelson Passos da Maceno. 2019  
77 f.: il. color; 31 cm.

Orientador: Celso Barbosa Carvalho  
Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - Universidade  
Federal do Amazonas.

1. Satélites. 2. Roteamento. 3. Energia. 4. Métrica. 5. Eclipse. I.  
Carvalho, Celso Barbosa II. Universidade Federal do Amazonas III.  
Título

FRANCISCO ENEDELSON PASSOS DA MACENO

**“ROTEAMENTO EM REDES DE SATÉLITES DE UMA CONSTELAÇÃO DE  
BAIXA ÓRBITA COM VISTAS A REDUÇÃO DO CONSUMO ENERGÉTICO”**

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 01 de março de 2019.

BANCA EXAMINADORA



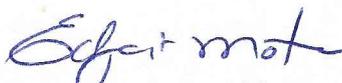
Prof. Dr. Celso Barbosa Carvalho

Universidade Federal do Amazonas



Prof. Dr. André Luiz Duarte Cavalcante

Universidade Federal do Amazonas



Prof. Dr. Edjair de Souza Mota

Universidade Federal do Amazonas

*Aos meus familiares,  
por sempre estarem comigo em todos os momentos.*

# Agradecimentos

Agradeço a Deus.

Agradeço aos meus familiares pela motivação prestada.

A todos os professores e a coordenação técnica do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da UFAM por contribuírem direta e indiretamente para minha formação acadêmica.

Agradeço ao meu orientador, Prof. Dr. CELSO BARBOSA CARVALHO, por todos os conselhos, pela paciência e ajuda nesse período. Meus sinceros agradecimentos.

Ao Centro Gestor e Operacional do Sistema de Proteção da Amazônia - CENSIPAM, pelo apoio dispensado.

*“Não vos amoldeis às estruturas deste mundo,  
mas transformai-vos pela renovação da mente,  
a fim de distinguir qual é a vontade de Deus:  
o que é bom, o que Lhe é agradável, o que é perfeito.  
(Bíblia Sagrada, Romanos 12, 2)*

# Resumo

Os satélites artificiais constituem uma importante infraestrutura tecnológica para vários tipos de aplicações. Nesse contexto, uma constelação de satélites consiste em uma rede formada por um conjunto de satélites que se comunicam uns com os outros utilizando enlaces de rádio, permitindo desta forma, o envio de informações de um ponto de origem no globo para um outro ponto da superfície terrestre, independentemente da distância entre eles. Deste modo, o roteamento nas redes de satélites baseia-se em determinar qual a melhor rota origem/destino para escoamento dos pacotes. Em seus movimentos ao redor de nosso planeta, os satélites passam por áreas sem incidência da luz solar, em razão da sombra projetada do planeta, isto é, áreas de eclipse. Durante a estadia dos satélites nestas áreas, seus painéis solares não fornecem energia para o funcionamento dos componentes eletrônicos que os mantêm ativos e suas baterias iniciam um processo de descarga que, dependendo da profundidade da descarga, pode impactar no tempo de vida útil destas fontes de energia. Como é impraticável a substituição das baterias nos satélites em órbita, e considerando o alto custo envolvido para construção e lançamento de um satélite, faz-se necessário desenvolver tecnologias que permitam melhorar o consumo energético das comunicações satelitais, contribuindo para o incremento da vida útil dos satélites. Nesta pesquisa, apresentamos uma métrica de roteamento em redes de satélites de baixa órbita, considerando a exposição dos satélites nas áreas de eclipse, de forma que se permita melhorar os resultados, relacionado ao aumento do tráfego de dados e do consumo energético. Para tanto, desenvolvemos em *software* MATLAB um modelo computacional que permite simular a dinâmica orbital dos satélites, o roteamento de dados entre eles e o consumo energético. Para delimitação do escopo deste trabalho, adotamos a rede de satélites da constelação Iridium, composta por 66 satélites em órbita terrestre. A métrica proposta, Energy and Capacity Aware Routing metric in LEO Satellite networks (ECARS), consiste na combinação dos dados referentes ao tempo de propagação dos enlaces que constituem uma determinada rota origem/destino, a capacidade remanescente das baterias dos satélites expostos nas áreas de eclipse e a capacidade dos enlaces. Os resultados demonstram uma melhoria na demanda total atendida de até 21,67% com valores aproximados de consumo energético, em relação a métrica LASER, proposta por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014).

**Keywords:** Satélites, roteamento, energia, métrica, pacotes, eclipse.

# Abstract

The artificial satellites are an important technological infrastructure for various types of applications. In this context, a satellite constellation consists of a network formed by a set of satellites that communicate with each other using intersatellite links, thus allowing the sending of information from one point of origin on the globe to another point on the surface, regardless of the distance between them. Thus, routing in satellite networks is based on determining the best route to send the packets from source to the destination. In their movements around our planet, the satellites pass through areas without sunlight, due to the projected shadow of the planet, that is, eclipse area. During their stay in these areas, the solar panels of the satellites do not provide energy for the operation of the electronic components of the satellites and their batteries begin a discharge process that, depending on the depth of the discharge, can impact the battery life time. As it is impracticable to replace batteries in orbiting satellites, and considering the high cost involved in the construction and launching of a satellite, it is necessary to develop technologies that allow to improve the energy consumption of satellite communications. In this dissertation, we present a routing metric in low-orbit satellite networks, considering the satellites exposure in the eclipse areas, in order to improve results, related to the increase in data traffic and energy consumption. For this, we developed in MATLAB a software model that allows simulating the orbital dynamics of satellites, data routing between them and energy consumption. To delimit the scope of this work, we adopted the satellites network of the Iridium constellation, composed of 66 satellites in Earth orbit. The proposed metric, Energy and Capacity Aware Routing metric in LEO Satellite networks (ECARS), consists of combining the data related to the propagation delay, the remaining capacity of the exposed satellites batteries in the eclipse areas and the capacity of the links. The results demonstrate an improvement in the total delivery rate of up 21.67% with approximate values of energy consumption, in relation to the LASER metric, proposed by [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#).

**Keywords:** Satellites, routing, energy, metric, packets, eclipse.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Principais órbitas dos satélites. . . . .	19
Figura 2 – Sistema de referência inercial - ECI. . . . .	20
Figura 3 – Localização do satélite na órbita elíptica. . . . .	23
Figura 4 – Formato do ficheiro TLE. . . . .	24
Figura 5 – Representação da órbita de um satélite. . . . .	25
Figura 6 – Exemplo de uma constelação de satélites LEO. . . . .	27
Figura 7 – Sentido do movimento dos satélites nos planos orbitais. . . . .	28
Figura 8 – Definição da localização do satélite no sistema ECI. . . . .	35
Figura 9 – Regiões de ocorrência do eclipse. . . . .	38
Figura 10 – Representação da geometria do cone de umbra. . . . .	38
Figura 11 – Representação da geometria do cone de penumbra. . . . .	39
Figura 12 – Representação dos vetores $\vec{r}_s$ e $\vec{\delta}$ . . . . .	39
Figura 13 – Localização do ponto de término no cone de umbra. . . . .	40
Figura 14 – Localização do ponto de término no cone de penumbra. . . . .	40
Figura 15 – Divisão da zona terrestre e níveis de densidade de usuário. . . . .	42
Figura 16 – Perfil de atividade diária do usuário. . . . .	43
Figura 17 – Diagrama do modelo de simulação. . . . .	46
Figura 18 – Localização geográfica dos satélites em um dado instante. . . . .	50
Figura 19 – Tempo de exposição do satélite em eclipse. . . . .	50
Figura 20 – Topologia da rede em um dado instante de tempo. . . . .	51
Figura 21 – Demanda Total Atendida. . . . .	53
Figura 22 – Média de fontes bloqueadas. . . . .	55
Figura 23 – Tempo médio de propagação. . . . .	57
Figura 24 – Média do número de saltos. . . . .	59
Figura 25 – Energia residual da bateria durante eclipse - 100 fontes. . . . .	61
Figura 26 – Energia residual da bateria durante eclipse - 150 fontes. . . . .	63
Figura 27 – Energia residual da bateria durante eclipse - 200 fontes. . . . .	65

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Elipticidade das órbitas . . . . .	25
Tabela 2 – Comparativo entre os trabalhos relacionados e a proposta. . . . .	31
Tabela 3 – Hardware utilizado. . . . .	33
Tabela 4 – Localização dos dados orbitais no ficheiro TLE do satélite $k$ . . . . .	34
Tabela 5 – Distribuição dos terminais de uso da Internet por continente - 2017. . .	44
Tabela 6 – Tráfego Entre Continentes - 2017 (%). . . . .	44

# Lista de abreviaturas e siglas

AGI	Analytical Graphics, Inc.
BASIC	Basic Link Pruning
CBR	Constant Bit Rate
ECARS	Energy and Capacity Aware Routing metric in LEO Satellite networks
ECEF	Earth-Centered, Earth-Fixed
ECI	Earth-Centered Inertial
GEO	Geostationary Earth Orbit
GB	Gigabyte
J2000	Época juliana 2000
JK	Kilojoule
LASER	Loction and loAd Sensitive Routing
LEO	Low Earth Orbits
Mbps	Megabits por segundos
MEO	Medium Earth Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RAM	Random Access Memory
SNAP	poSitionNAware Pruning
SLIM	SignaL-free routIng for Maximizing satellite service life
STK	Systems Tool Kit
TLE	Two line elements set
TP	Tempo de propagação

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>14</b>
1.1	Descrição do Problema	16
1.2	Motivação	17
1.3	Objetivos	18
1.3.1	Geral	18
1.3.2	Específicos	18
1.4	Organização do Trabalho	18
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>19</b>
2.1	Órbita dos satélites	19
2.2	Sistemas de referência	19
2.3	Geometria das órbitas	22
2.4	Elementos orbitais clássicos	23
2.4.1	Semieixo maior ( $a$ )	24
2.4.2	Excentricidade ( $e$ )	25
2.4.3	Inclinação ( $i$ )	25
2.4.4	Longitude do nó ascendente ( $\Omega$ )	26
2.4.5	Argumento de perigeu ( $\omega$ )	26
2.4.6	Anomalias média ( $M$ ), excêntrica ( $E$ ) e verdadeira ( $v$ )	26
2.5	Constelação de satélites	27
2.6	Trabalhos relacionados	28
<b>3</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS</b>	<b>32</b>
3.1	Materiais	32
3.1.1	Ambiente de desenvolvimento	32
3.1.2	Elementos orbitais da constelação	33
3.2	Métodos	33
3.2.1	Modelagem da constelação de satélites	33
3.2.2	Modelagem da localização geográfica dos satélites	34
3.2.3	Modelagem da ocorrência e tempo de exposição em áreas de eclipse	37
3.2.4	Modelagem da topologia da rede de satélites	41
3.2.5	Modelagem da demanda de tráfego	42
3.2.6	Modelagem do consumo energético	45
3.2.7	Modelagem do tráfego de dados	46
3.2.8	Proposta de métrica de roteamento	47

<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>49</b>
4.1	Localização geográfica dos satélites	49
4.2	Ocorrência e tempo de exposição em áreas de eclipse	50
4.3	Topologia dinâmica da rede de satélites	51
4.4	Demanda total atendida	51
4.5	Fontes Bloqueadas	53
4.6	Tempo de Propagação	55
4.7	Número de saltos	57
4.8	Energia residual da bateria durante eclipses	59
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS</b>	<b>66</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>67</b>
	<b>ANEXOS</b>	<b>70</b>
	<b>ANEXO A – FICHEIROS TLE</b>	<b>71</b>

# 1 Introdução

Com a globalização, o acesso a redes de computadores à Internet têm se tornado indispensável. Neste contexto, os satélites artificiais constituem uma infraestrutura fundamental de telecomunicações, principalmente nas regiões em que demandam alto custo para a implantação de sistemas de comunicação que permitam a interconexão com redes externas, como a Internet.

O caminho que um satélite percorre ao redor da Terra é denominado de órbita. Conforme [Ippolito e Jr \(2017\)](#), a órbita de um satélite é classificada de acordo com sua altitude em relação ao nosso planeta. Os satélites de órbitas altas ou geostacionários (*Geostationary Earth Orbit – GEO*) possuem uma área de cobertura constante e sua velocidade de propagação é igual à velocidade angular da Terra, permanecendo parados em relação a um ponto fixo na Terra. Já os satélites de órbitas médias (*Medium Earth Orbit – MEO*) e órbitas baixas (*Low Earth Orbits – LEO*), encontram-se em constante movimento em relação a um ponto fixo na Terra, uma vez que estes satélites possuem velocidade angular superior à velocidade de rotação da Terra, tendo suas áreas de coberturas variáveis no tempo.

Os satélites recebem os sinais transmitidos de uma origem na superfície terrestre e os retransmitem de volta para suas respectivas áreas de cobertura. O caminho de subida e descida dos sinais é denominado de salto e o tempo necessário para um sinal percorrer esse caminho é chamado de atraso. Segundo [Long \(2014\)](#), os satélites GEO possuem um atraso entre 125 e 250 ms. Já para os satélites MEO, o atraso é de 110 a 130 ms. Por outro lado, os satélites LEO possuem atraso médio inferior a 30 ms, o que nos permite utilizar essa infraestrutura para diversos tipos de aplicações, tais como, o tráfego de voz, dados e Internet, aplicações de tempo real, sensoriamento remoto, etc. Em razão disso, optamos estudar nesta pesquisa, os satélites LEO.

Os satélites LEO possuem áreas de cobertura variáveis no tempo, à medida que eles se movem em suas órbitas. Para que seja possível uma cobertura global utilizando satélites LEO, vários satélites são dispostos em órbitas geometricamente calculadas ao redor da Terra. Esta disposição é conhecida como constelação satelital. Ademais, normalmente os satélites de uma constelação LEO se comunicam uns com os outros utilizando canais de comunicação, como enlaces de rádio, formando uma topologia de rede de satélites variável no tempo.

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. Segundo [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), os satélites de uma constelação

LEO, como a constelação de satélites Iridium, levam cerca de 100 minutos para dar uma volta completa no planeta e podem ficar até 36 minutos nas áreas de eclipse.

Os satélites são dotados de painéis solares e baterias. Quando expostos à luz do sol, os painéis solares fornecem a energia necessária para o funcionamento dos satélites e a energia residual captada é utilizada para carregar as baterias. Por outro lado, quando posicionadas nas áreas de eclipse, as baterias são as únicas fontes de energia dos satélites e consequentemente iniciam um processo de descarga devido ao envio e recebimento de dados, bem como o consumo energético dos componentes eletrônicos necessários para manter o satélite ativo, isto é, sua operação nominal. Quanto maior for o tempo de exposição nessas áreas, maior será o consumo energético dos satélites, e consequentemente, maior a profundidade de descarga das baterias.

Segundo Hussein, Jakllari e Paillassa (2017), a profundidade de descarga das baterias constitui um fator importante que define a vida útil destas fontes de energia. Caso uma profundidade de descarga sofra um aumento de 15%, o tempo de vida útil da bateria pode praticamente ser reduzido pela metade. Uma vez que é impraticável a substituição de equipamentos nos satélites em órbita, a profundidade de descarga constitui um dos fatores que determinam o tempo de vida dos satélites.

Considerando o alto custo envolvido para a construção e lançamento de um satélite artificial, torna-se imperativo o desenvolvimento de tecnologias que permitam incrementar a vida útil dos satélites. Portanto, é fundamental melhorar o consumo de energia nas comunicações satelitais.

São poucos os trabalhos da literatura que apresentam soluções simples e relacionadas a métricas de roteamento que observem a exposição dos satélites LEO nas áreas de eclipse, com vistas à redução do consumo energético e do congestionamento da rede de satélites. Hussein, Jakllari e Paillassa (2014) propuseram duas métricas de roteamento em redes de satélites LEO, na tentativa de diminuir o consumo de energia dos satélites não expostos à luz solar. No entanto, as métricas propostas não consideram a capacidade dos enlaces da rede de satélites, podendo ocasionar congestionamentos e perda de dados.

A partir da abordagem apresentada no trabalho desenvolvido por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), propõe-se desenvolver na presente pesquisa, uma extensão da proposta apresentada pelos referidos autores, levando em consideração a capacidade dos enlaces entre os satélites, na tentativa de evitar o congestionamento da rede, de forma que se permita melhorar os resultados, relacionado ao aumento do tráfego de dados e à observância do consumo energético das baterias dos satélites em áreas de eclipse.

Para isto, desenvolvemos, em *software* MATLAB, um modelo computacional que nos permite simular uma constelação de satélites LEO, incluindo o trajeto específico dos satélites, seu posicionamento em áreas de eclipse, bem como a topologia de comunicação

da rede satelital variável no tempo.

Como ferramenta de apoio para validação do nosso modelo computacional, utilizamos o *software Systems Tool Kit (STK) 11.2.0*, desenvolvido pela *Analytical Graphics, Inc. (AGI)*, que segundo [Pederson et al. \(2003\)](#), nos permite simular a dinâmica orbital dos satélites utilizando uma licença gratuita.

[Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#) propuseram as seguintes métricas de roteamento em redes de satélites LEO, aplicadas ao algoritmo *Dijkstra's shortest path (DIJKSTRA, 1959)*: *Loction and loAd SEnsitive Routing (LASER)* e *Signal-free routing for Maximizing satellite service life (SLIM)*. As simulações apresentadas pelos autores mostraram que LASER e SLIM diminuíram a profundidade de descarga das baterias dos satélites por cerca de 11% e 16%, respectivamente, quando comparadas apenas com a métrica tempo de propagação (TP). No entanto, os autores não deixaram claro como são determinadas as variáveis utilizadas para o cálculo da métrica SLIM. Desse modo, propomos uma extensão da métrica LASER, buscando a melhoria do desempenho da rede, no tocante a capacidade dos enlaces e do consumo de energia dos satélites expostos nas áreas de eclipse.

Nesse contexto, nosso modelo computacional foi desenvolvido tendo como foco a simulação do roteamento do tráfego de dados, utilizando-se de métricas de roteamento aplicadas ao algoritmo *Dijkstra's shortest path*, para determinação dos custos dos enlaces.

Nossa proposta consiste em melhorar a métrica LASER, adicionando parâmetros referentes à capacidade dos enlaces da rede, procurando evitar o congestionamento destes enlaces. As simulações realizadas apresentaram uma melhoria de até 21,67% no total da demanda de tráfego atendida, mantendo-se valores aproximados do consumo energético, em relação à métrica LASER.

## 1.1 Descrição do Problema

Os satélites de uma constelação LEO normalmente utilizam canais de comunicação, como enlaces de rádio, entre os satélites adjacentes de uma mesma órbita ou entre satélites das órbitas adjacentes, formando uma rede de satélites que permite o envio de informações de um ponto da Terra para qualquer outro ponto, independentemente da localização geográfica e da distância entre eles.

As distâncias dos enlaces entre satélites das órbitas adjacentes são constantemente alteradas à medida que eles se movimentam em suas órbitas. Quando os satélites estão mais próximos da região polar, menor é a distância dos enlaces com os satélites adjacentes. Conforme [Chen e Ekici \(2005\)](#), a interferência de rádio pode ser significativa quando os satélites estão muito próximos uns dos outros. Desse modo, os enlaces com os satélites das órbitas adjacentes são desligados quando o satélite atinge a região polar, isto é, quando

atingir a região compreendida entre  $75^\circ$  e  $90^\circ$  de latitude nos hemisférios norte e sul.

A demanda energética dos satélites, tanto para sua operação nominal quanto para o envio e recebimento de dados, pode aumentar a profundidade de descarga nas baterias, principalmente nas áreas de eclipse onde as baterias são as únicas fontes de energia para os satélites.

Ao transmitir pacotes de uma localidade para outra que não seja atendida pelo mesmo satélite, o roteamento é realizado entre os satélites de uma rota origem/destino. O roteamento de pacotes pode ser custoso para as baterias, caso o satélite esteja em áreas desprovidas da luz solar. Desse modo, tentar desviar o tráfego para outros satélites que possuem uma capacidade energética maior e que estejam em áreas de exposição ao sol, pode contribuir para a diminuição da profundidade de descarga das baterias, aumentando o tempo de vida útil dos satélites.

Sendo assim, deseja-se responder, nesta pesquisa, a seguinte pergunta: é possível melhorar o desempenho de uma rede de satélites, relacionado ao aumento do tráfego de dados, sem prejuízo ao consumo energético das baterias dos satélites que se encontram em áreas de eclipse?

## 1.2 Motivação

A comunicação satelital consegue atingir localidades não dotadas de infraestrutura terrestre de telecomunicações. Por conseguinte, o alto custo dispensado para manutenção do sistema requer a utilização de recursos tecnológicos que contribuam para o aumento da vida útil dos satélites. Segundo [Yang et al. \(2016\)](#), um dos fatores que favorecem à redução da vida útil dos satélites são os frequentes ciclos de carga e descarga de suas baterias, em consequência da profundidade de descarga. Conforme [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), percebe-se que os satélites que estão nas áreas de eclipse, em média, possuem o maior nível de descarga das baterias.

A métrica proposta por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), embora tenha permitido uma diminuição da profundidade de descargas nas baterias dos satélites em áreas de eclipse, não leva em consideração o tráfego de dados nos enlaces entre os satélites. Desse modo, podem ocorrer possíveis congestionamentos na rede, ocasionando perdas ou retransmissões.

Os satélites LEO, por estarem mais próximos ao nosso planeta, possuem menor atraso na propagação dos sinais e de acordo com [Long \(2014\)](#), podem ser utilizados para diversos tipos de aplicações, tais como, o tráfego de voz, dados e Internet, aplicações de tempo real, sensoriamento remoto, etc. Em virtude disso, procuramos, neste trabalho, encontrar um ponto de equilíbrio entre a eficiência energética e o tráfego dos dados nas redes de uma constelação LEO, por constituírem uma infraestrutura fundamental

de telecomunicações, principalmente para as regiões desprovidas de redes terrestres de comunicação.

## 1.3 Objetivos

### 1.3.1 Geral

Desenvolver uma extensão da métrica proposta por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), para o roteamento de pacotes entre satélites de uma constelação LEO, considerando a exposição dos satélites nas áreas de eclipse e a capacidade de tráfego dos enlaces, de forma que se permita melhorar os resultados, relacionado ao aumento do tráfego de dados e à observância do consumo energético das baterias dos satélites em áreas de eclipse.

### 1.3.2 Específicos

1. Executar um levantamento bibliográfico a respeito das constelações do tipo LEO, bem como métricas e protocolos de roteamento entre satélites mais utilizados nestas constelações;
2. Desenvolver um modelo computacional para simular e validar a dinâmica orbital da constelação LEO, o tráfego de dados e o desempenho das métricas e protocolos pesquisados;
3. Propor uma extensão da métrica de roteamento introduzida por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), de forma que se permita melhorar o desempenho das comunicações em redes de satélites LEO, relacionado ao aumento do tráfego de dados, sem prejuízo ao consumo energético das baterias dos satélites em áreas de eclipse;
4. Avaliar a métrica proposta, comparando com os resultados da métrica apresentada por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#).

## 1.4 Organização do Trabalho

Este trabalho está organizado em 05 capítulos descritos a seguir:

No Capítulo 1, é apresentada a introdução deste trabalho; No Capítulo 2, apresenta-se a fundamentação teórica necessária ao desenvolvimento do presente trabalho, relacionada à infraestrutura dos sistemas de telecomunicações via satélite; No Capítulo 3, apresenta-se o conjunto de dados e os passos metodológicos utilizados; No Capítulo 4, exibem-se os resultados obtidos com o método proposto; No Capítulo 5, apresentam-se as conclusões do trabalho e as sugestões de trabalhos futuros; Por fim, no Anexo A, encontram-se os ficheiros TLE da constelação Iridium, utilizados neste trabalho de dissertação.

## 2 Fundamentação Teórica

Este capítulo apresenta os conceitos relacionados à infraestrutura dos sistemas de telecomunicações via satélite, utilizados durante o desenvolvimento desta pesquisa.

### 2.1 Órbita dos satélites

Entende-se por órbita de um satélite, a trajetória que ele percorre ao redor da Terra. Em consonância com [Prado e Kuga \(2001\)](#), as órbitas são classificadas de acordo com a altitude do satélite em relação ao nosso planeta. Segundo [Ippolito e Jr \(2017\)](#), as principais órbitas são as GEO, MEO e LEO. As órbitas GEO possuem uma altitude aproximada de 36.000 km e velocidade angular igual à velocidade de rotação da Terra. Por outro lado, com velocidades superiores à velocidade de rotação da Terra, as órbitas MEO e LEO operam em uma altitude entre 10.000 a 20.000 km e 160 a 2.500 km, respectivamente.

Neste trabalho, são pesquisadas as órbitas LEO, que segundo [Ippolito e Jr \(2017\)](#), possuem diversas vantagens para as aplicações de comunicação de dados, devido a baixa altitude dos satélites, tais como menor atraso e atenuação dos sinais, se comparados com as órbitas MEO e GEO. A Figura 1 ilustra as principais orbitas dos satélites ao redor da Terra.

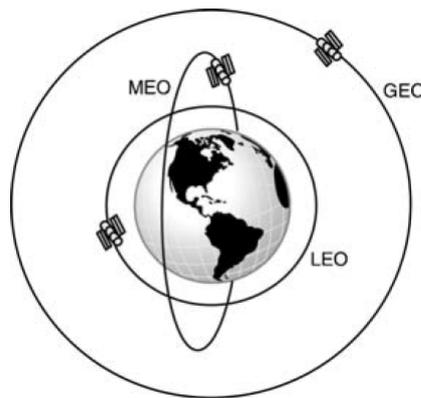


Figura 1 – Principais órbitas dos satélites.

Fonte – ([MAINI; AGRAWAL, 2011](#)).

### 2.2 Sistemas de referência

Genericamente, um sistema de coordenadas é definido sobre uma base ortogonal  $F_i$ , centrada sobre uma origem  $O_i$  e por três versores ortogonais entre si  $(\hat{i}; \hat{j}; \hat{k})$ . Este

sistema é dito genérico porque pode ser descrito sobre qualquer situação ou qualquer corpo (MAHLER, 2017). Neste trabalho, para determinarmos a localização dos satélites em suas órbitas, utilizamos dois sistemas de referência:

- *Earth-Centered Inertial (ECI)*, sistema de coordenadas inercial centrado na Terra;
- *Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF)*, sistema de coordenadas centrado e fixo na Terra.

De acordo com Mahler (2017), o sistema ECI ou simplesmente sistema equatorial está centrado na Terra e é dito inercial porque o apontamento dos versores encontram-se estabelecidos sobre direções inercialmente fixadas.

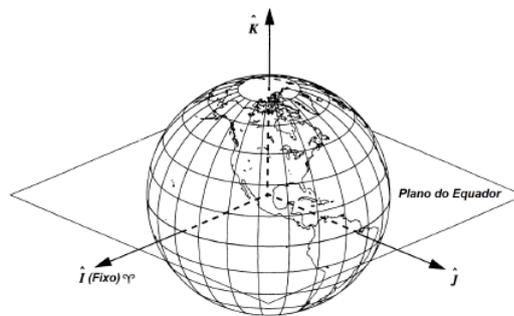


Figura 2 – Sistema de referência inercial - ECI.

Fonte – (MAHLER, 2017).

Na Figura 2, os eixos,  $\hat{I}$ ,  $\hat{J}$  e  $\hat{K}$  possuem origem no centro de massa da Terra. O eixo  $\hat{K}$  é paralelo ao eixo de rotação da Terra e aponta para o norte geográfico. Ali et al. (2013) esclarece que no sistema ECI, o movimento de rotação terrestre não é considerado e o eixo  $\hat{I}$  aponta para o equinócio vernal  $\gamma$ , que segundo Montenbruck (2005), é o ponto que descreve a direção do Sol vista da Terra no início da primavera para o hemisfério norte, ou, equivalentemente, a intersecção do plano equatorial terrestre com o plano descrito pela órbita da Terra ao redor do Sol. Já no sistema ECEF, considera-se o movimento de rotação da Terra e o eixo  $\hat{I}$  aponta diretamente para o Meridiano de Greenwich. Por fim, o eixo  $\hat{J}$  completa o sistema ortogonal.

Neste trabalho, as coordenadas do ponto que define a posição dos satélites em suas órbitas, em um dado instante de tempo, são inicialmente determinadas no sistema ECI e então transformadas para o sistema ECEF. Esta transformação é necessária para se obter a posição dos satélites, em termos de latitude e longitude geográfica.

Segundo Castelhana (2015), a direção de  $\gamma$  não é sempre a mesma, devido às perturbações da Lua, do Sol e demais planetas do sistema solar. Desse modo, a linha dos equinócios vai rodando ao longo do tempo, em relação às estrelas distantes. Sendo assim,

é necessário definir, para o sistema ECI, a orientação que aponta  $\gamma$ . [Castelhana \(2015\)](#), esclarece que esta definição é feita relativa a uma época, termo usado na astronomia para designar um instante no tempo e utilizado como referência para quantidades que variam ao longo do tempo.

A medida de rotação da Terra em relação a estrelas fixas no universo é chamada de tempo sideral. [Souza \(2013\)](#) registra que um dia sideral dura aproximadamente 23h56min4,09s e representa a rotação da Terra em torno de seu eixo. Para se computar o tempo sideral, utiliza-se o conceito de dia juliano (JD), que é um sistema de numeração para a quantidade de dias siderais passados desde o meio dia de 1° de janeiro do ano de 4713 AC, dado pela Equação 2.1 ([SOUZA, 2013](#)).

$$JD = J_0 + \frac{UT}{24} \quad (2.1)$$

Onde UT representa o tempo universal que é um padrão de tempo baseado na rotação terrestre e,

$$J_0 = 367y - INT\left(\frac{7\left[y + INT\left(\frac{m+9}{12}\right)\right]}{4}\right) + INT\left(\frac{275m}{9}\right) + d + 1721013,5 \quad (2.2)$$

Na Equação 2.2,  $y$  representa o ano,  $m$  o mês, e  $d$  o dia do instante de interesse. A função INT retorna a parte inteira de seu argumento. Segundo [Souza \(2013\)](#), as equações 2.1 e 2.2 são válidas para todos os anos entre 1901 e 2099, incluindo estes anos. A parte fracionária de 2.1 é a porcentagem do dia já passada até o instante de interesse.

Para [Souza \(2013\)](#), a época de referência atualmente utilizada é a época juliana 2000, que por definição, foi iniciada ao meio-dia de 1° de janeiro do ano 2000 e é empregada nesta pesquisa como referência para indicar a direção de  $\gamma$ , no sistema ECI.

O ângulo  $\Theta$ , formado entre o meridiano de Greenwich e o eixo  $\hat{I}$  do sistema ECI em um determinado instante, aumenta ao longo do tempo devido à rotação terrestre, completando 360° ao fim de um dia sideral. Tomando-se por base a época juliana 2000, o ângulo  $\Theta$  é dado em graus por [Castelhana \(2015\)](#):

$$\Theta(t) = 280.46061837 + 360.98564736629(JD - 2451545.0) + 0.000387933t^2 - \frac{t^3}{38710000} \quad (2.3)$$

Onde a primeira parte indica que no início da época juliana 2000, a Terra encontrava-se “rodada” aproximadamente a 280°. A segunda parcela indica o número de voltas correspondente ao número de dias passados da época juliana 2000 e  $t$  é o número de séculos passados desde a época juliana 2000, dado por:

$$t = \frac{JD - 2451545}{36525} \quad (2.4)$$

Em que 2451545 é número de dias passados desde o início da contagem correspondente à época juliana 2000, 36525 o número de dias de um século juliano e  $JD$  o dia juliano, dado pela Equação 2.1. Neste trabalho,  $\Theta$  é utilizado para se transformar do sistema ECI para ECEF.

## 2.3 Geometria das órbitas

De acordo com Sun (2014), a localização dos satélites em suas órbitas é determinada pelas Leis da Física. Desse modo, as forças que mantêm os satélites artificiais em suas órbitas ao redor da Terra são as mesmas forças que mantêm os corpos celestes em movimento, como no sistema solar, por exemplo, o Sol é o corpo principal e os planetas são os corpos secundários. No caso dos satélites artificiais, a Terra é o corpo principal e os satélites são os corpos secundários.

Uma elipse possui dois pontos fixos chamados de focos, cuja soma das distâncias até qualquer ponto na elipse é uma constante. Os satélites artificiais orbitam nosso planeta em uma órbita elíptica, e a Terra é um dos focos da elipse orbital.

Sun (2014) registra as três leis do movimento planetário, formuladas pelo físico alemão Johannes Kepler (1571 – 1630), que também se aplicam ao movimento dos satélites ao redor da Terra e são utilizadas para determinar a localização dos satélites em suas órbitas. São elas:

1. O quadrado do período de revolução do corpo menor sobre um grande corpo é igual a uma constante multiplicada pela terceira potência do semieixo maior da elipse orbital;
2. A órbita de qualquer corpo pequeno sobre um corpo grande é sempre uma elipse, com o centro de massa do corpo grande como um dos dois focos da elipse;
3. A órbita do corpo menor varre as áreas iguais em tempo igual.

Na Figura 3,  $a$  representa o semieixo maior da elipse, que indica a distância do centro da elipse ao seu ponto mais distante,  $b$  o semieixo menor da elipse, que é a distância do centro da elipse ao seu ponto mais próximo,  $v$  a anomalia verdadeira que é o ângulo formado do centro da Terra entre a localização do satélite na elipse e o ponto da elipse mais próximo do planeta, denominado de perigeu,  $L_a$  a distância do ponto da elipse mais distante da Terra, denominado de apogeu,  $L_p$  a distância entre o perigeu e o centro do planeta,  $r$  o raio que liga o centro da Terra ao satélite, dado pela Equação 2.6,  $E$  a anomalia excêntrica que é o ângulo medido do centro da elipse, entre o perigeu e a projeção da posição do satélite de uma órbita circular de raio  $a$ ,  $p$  o parâmetro *semilatus rectum* que é a distância entre o ponto projetado da posição do satélite de uma órbita circular de

raio  $a$  ao ponto de projeção na linha entre o planeta e o perigeu, dado pela Equação 2.5. Neste trabalho, estas variáveis são utilizadas para determinar a posição dos satélites em sua órbita elíptica em um dado instante de tempo, no sistema ECI.

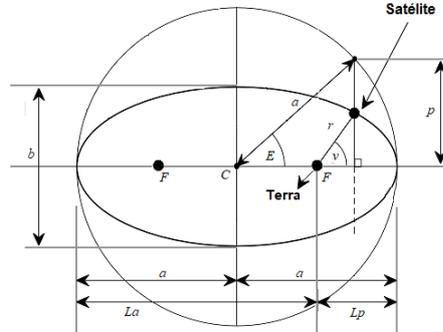


Figura 3 – Localização do satélite na órbita elíptica.

Fonte – Adaptado de Ali et al. (2013) e Mahler (2017).

Segundo Prado e Kuga (2001), para a elipse é válida a seguinte relação:

$$p = a(1 - e^2) \quad (2.5)$$

Onde  $e$  é a excentricidade da cônica.

Conforme demonstrado em Prado e Kuga (2001), o astrônomo, matemático, físico e cientista britânico Isaac Newton (1643 - 1727) derivou matematicamente as Leis de Kepler. Desta forma, podemos verificar a aplicabilidade da primeira Lei de Kepler para o caso dos satélites artificiais, pela equação polar das cônicas:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v} \quad (2.6)$$

## 2.4 Elementos orbitais clássicos

A definição de uma órbita como uma elipse, sua orientação em relação à Terra e o posicionamento de um satélite na órbita elíptica em um dado instante de tempo são determinados pelos parâmetros ou elementos orbitais denominados de elementos orbitais clássicos ou elementos keplerianos. De acordo com Ali et al. (2013), os elementos orbitais clássicos são o semi-eixo maior  $a$ , a excentricidade  $e$ , que é um parâmetro que define a elipticidade da órbita, a inclinação  $i$ , dada em graus, que indica o ângulo entre o equador e o plano da órbita, conforme ilustrado na Figura 5, a longitude do nó ascendente  $\Omega$ , dada em graus, que é o ângulo entre o equinócio vernal e o nó ascendente, isto é, o ponto onde a órbita cruza o plano equatorial na direção norte, o argumento de perigeu  $\omega$ , que é o ângulo entre o nó ascendente e o perigeu, dado em graus, e as anomalias que são medidas angulares usadas para definir a localização de um satélite em sua órbita.

Segundo [Castelhana \(2015\)](#), os elementos orbitais de um objeto em órbita terrestre, correspondentes a um determinado ponto de sua órbita em uma época específica, podem ser obtidos a partir de um ficheiro de elementos de duas linhas, *Two line elements set* (TLE) que é um formato utilizado pela Agência aeroespacial dos Estados Unidos, *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), para especificar os dados orbitais de um satélite em órbita terrestre.

Na Figura 4 é ilustrado o formato de um ficheiro TLE, composto por uma linha de título que contém o nome do satélite e duas linhas de dados. Nesta pesquisa, os elementos em destaque na Figura 4, para cada satélite da constelação, foram extraídos e utilizados para determinação da localização dos satélites no sistema ECI, em um dado instante de tempo, a partir dos ficheiros TLE da constelação Iridium, disponibilizados por [Kelso \(2018\)](#) e constam no Anexo A. Na primeira linha de dados, obtemos a época, que indica os últimos dois dígitos do ano, dia do ano e a porção fracionária do dia. Já na segunda linha de dados, podemos obter  $i$ ,  $\Omega$ ,  $e$ ,  $\omega$ , a anomalia média  $M$ , em graus, que é o ângulo medido a partir do perigeu, da localização do satélite na órbita referenciada a uma órbita circular de raio  $a$ , e o movimento médio  $n$ , que é o número médio de órbitas do satélite por dia.

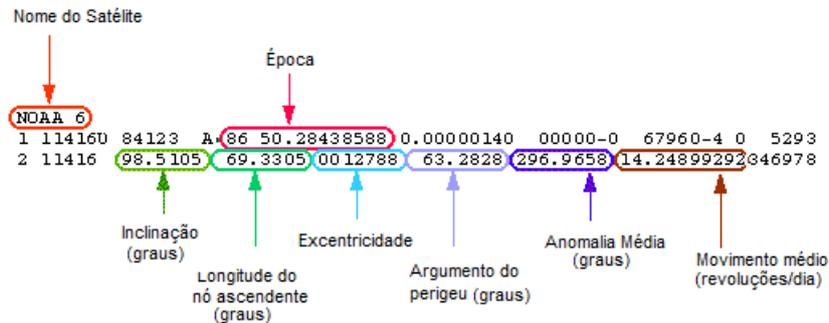


Figura 4 – Formato do ficheiro TLE.

Fonte – Adaptado de [Dismukes \(2018\)](#).

### 2.4.1 Semieixo maior ( $a$ )

O semieixo maior, representado na Figura 3 por  $a$ , dado em km, está associado ao período  $T$  da órbita de um satélite, isto é, o tempo que um satélite demanda para completar todo o trajeto de sua órbita elíptica, e ao movimento médio  $n$  que representa a média do número de revoluções do satélite por dia. Nesta dissertação,  $a$  é determinado a partir do valor de  $n$ , extraído do ficheiro TLE, dado pela Equação 2.7 ([ALI et al., 2013](#)), para cada satélite da constelação.

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (2.7)$$

Onde  $\mu = 398600,5 \frac{km^3}{s^2}$  que é a constante gravitacional da Terra. Em nossa pesquisa, o semieixo maior é utilizado para cálculo de  $T$ , conforme Equação 2.8 (ALI et al., 2013).

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.8)$$

### 2.4.2 Excentricidade ( $e$ )

Segundo Ali et al. (2013), a elipticidade da órbita é definida em função do valor da excentricidade, conforme Tabela 1.

Tabela 1 – Elipticidade das órbitas

Excentricidade $e$	Tipo de órbita
$e = 0$	Circular
$0 < e < 1$	Elipse
$e = 1$	Parábola
$e > 1$	Hipérbole

De acordo com a 2ª lei de Kepler, as órbitas dos satélites artificiais ao redor de nosso planeta é sempre uma elipse. Neste trabalho, os valores de  $e$  foram extraídos dos ficheiros TLE, para calcular os valores de  $p$  e  $r$ , conforme Equações 2.5 e 2.6, necessários para determinação da localização dos satélites em suas órbitas, no sistema ECI.

### 2.4.3 Inclinação ( $i$ )

O plano no qual a órbita de um satélite é descrita, denomina-se de plano orbital, conforme ilustrado na Figura 5. O ângulo  $i$ , formado entre o plano orbital e o plano equatorial da Terra indica a inclinação da órbita. Uma órbita com  $i = 0^\circ$  é chamada de órbita equatorial. Por outro lado, uma órbita com  $i \cong 90^\circ$  é chamada de órbita polar.

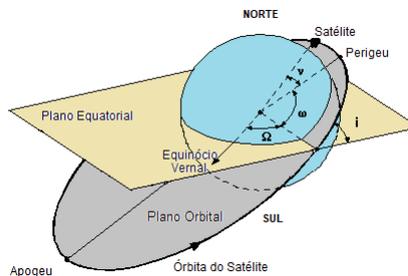


Figura 5 – Representação da órbita de um satélite.

Fonte – Adaptado de Schwieger (2016).

Neste trabalho, a inclinação é utilizada para cálculo da propagação dos satélites em suas órbitas elípticas. De acordo com os dados extraídos dos ficheiros TLE, para os satélites da constelação Iridium,  $i \cong 86,4^\circ$ .

#### 2.4.4 Longitude do nó ascendente ( $\Omega$ )

Dois parâmetros são usados para orientar o plano orbital de um satélite no espaço, o primeiro deles é o ângulo de inclinação  $i$ , e o segundo é a ascensão direita do nó ascendente ou longitude do nó ascendente,  $\Omega$ .

O plano orbital corta o equador em dois pontos. Em um dos pontos, o satélite vai do hemisfério sul para o norte. Este ponto é chamado de nó ascendente, chamado de nó descendente. A ascensão direita do nó ascendente é o elemento orbital clássico que representa o ângulo formado entre a linha que une o centro da Terra ao nó ascendente e a linha que une o centro da Terra ao equinócio vernal.

Em nossa modelagem, os valores de  $\Omega$  foram extraídos dos ficheiros TLE e utilizado para se calcular a propagação dos satélites em suas órbitas elípticas.

#### 2.4.5 Argumento de perigeu ( $\omega$ )

O argumento de perigeu  $\omega$ , representa o ângulo que vai do nó ascendente para o ponto do perigeu e é medido no sentido anti-horário a partir do nó ascendente. Extraídos dos ficheiros TLE, os valores de  $\omega$  também são utilizados em nosso modelo para se calcular a propagação dos satélites em suas órbitas elípticas.

#### 2.4.6 Anomalias média ( $M$ ), excêntrica ( $E$ ) e verdadeira ( $v$ )

As anomalias são representações de medidas angulares utilizadas para determinar a localização de um satélite em seu plano orbital. A anomalia média  $M$  é uma medida angular que aumenta a uma taxa constante de  $0^\circ$  a  $360^\circ$ . Quando o satélite está em perigeu, seu valor é  $0^\circ$  e  $180^\circ$  graus quando o satélite está no seu apogeu.

A anomalia verdadeira  $v$  é o ângulo no centro da Terra entre a localização atual do satélite e a linha de perigeu. Já a anomalia excêntrica  $E$ , é o ângulo medido do centro da elipse, entre o perigeu e a projeção da posição do satélite de uma órbita circular de raio  $a$ , conforme ilustrado na Figura 3. A anomalia média, é definida por:

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - \tau) \quad (2.9)$$

Onde  $T$  é o período orbital e  $\tau$  é o tempo no perigeu. A relação entre a anomalia verdadeira, anomalia média e anomalia excêntrica é dada por:

$$\tan\left(\frac{v}{2}\right) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E}{2}\right) \quad (2.10)$$

e

$$M = E - e \sin(E) \quad (2.11)$$

A Equação 2.11 é denominada de Equação de Kepler (ALI et al., 2013). Em nosso modelo, os valores de  $E$  e  $v$  são obtidos a partir de  $M$ , conforme Equações 2.10 e 2.11.  $M$  é inicialmente obtido dos ficheiros TLE. Estas medidas angulares são necessárias para se calcular a propagação dos satélites em suas órbitas elípticas.

## 2.5 Constelação de satélites

Consoante visualiza-se em Nguyen (2002), um único satélite não consegue proporcionar uma cobertura global. Para que isto seja possível, utiliza-se uma constelação de satélites composta por  $N_p$  planos orbitais e  $M_s$  satélites uniformemente distribuídos em cada plano.

Neste contexto, para se estabelecer uma comunicação entre duas estações terrenas distantes e não cobertas pelo mesmo satélite, são utilizados enlaces entre os satélites adjacentes da constelação e empregados protocolos de roteamento de forma a permitir a entrega dos dados do satélite de origem até o satélite de destino. A Figura 6 ilustra um exemplo de uma constelação LEO.

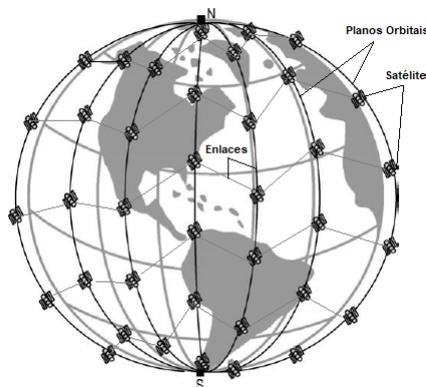


Figura 6 – Exemplo de uma constelação de satélites LEO.

Fonte – Adaptado de Maini e Agrawal (2011).

Sidibeh (2008) relata que os satélites estão em constante movimento em suas órbitas ao redor da Terra, e a cada novo posicionamento na órbita, as características dos enlaces entre os satélites adjacentes são alteradas, criando desta forma, uma rede de satélites com um sistema de múltiplos caminhos dinâmicos.

Nas constelações LEO, os enlaces entre os satélites dos planos adjacentes são alterados a cada instante, devido ao movimento dos satélites e seus novos posicionamentos nas órbitas. Embora a cada instante a rede de satélites possa sofrer alterações, podemos determinar sua nova topologia a partir da disposição dos satélites em suas órbitas. Neste tipo de constelação, os satélites se movem no mesmo sentido em planos orbitais geometricamente calculados, exceto na região de encontro do primeiro e último plano orbital, onde os

satélites se movem em sentidos opostos, denominada por [Guo e Yan \(2014\)](#) como região de contrarrotação. Cabe ressaltar que os satélites estão em constante movimento ao redor da Terra e sua localização geográfica muda a cada instante. A Figura 7 ilustra a disposição dos planos orbitais de uma constelação LEO e o sentido do movimento dos satélites nos planos adjacentes e na região de contrarrotação.

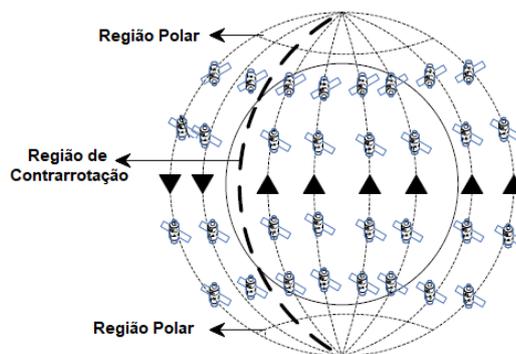


Figura 7 – Sentido do movimento dos satélites nos planos orbitais.

Fonte – Adaptado de [Guo e Yan \(2014\)](#).

À medida que os satélites se movimentam, as distâncias dos enlaces com os satélites dos planos adjacentes aumentam quando eles se aproximam do equador e diminuem quando eles se aproximam dos polos. De acordo com [Chen e Ekici \(2005\)](#), a interferência de rádio pode ser significativa quando os satélites estão muito próximos uns dos outros. Desse modo, os enlaces com os satélites das órbitas adjacentes são desligados quando o satélite atinge a região polar, isto é, quando atingir a região compreendida entre  $75^\circ$  e  $90^\circ$  de latitude nos hemisférios norte e sul.

Para [Sidibeh \(2008\)](#), em razão da topologia dinâmica da rede de satélites, o roteamento dinâmico compõe a maior parte de concentração das pesquisas atuais sobre a tecnologia de roteamento de redes de satélites, uma vez que para encontrar caminhos que atendam determinados requisitos do satélite de origem ao satélite de destino, a topologia da rede, que é variável no tempo, deve ser previamente determinada.

## 2.6 Trabalhos relacionados

Segundo [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), há uma rica literatura sobre o roteamento em redes de satélites *LEO*. Neste contexto, nos concentramos nos trabalhos que apresentaram significativas soluções de eficiência energética e roteamento de dados em redes de satélites de baixa órbita, considerando a exposição dos satélites nas áreas de eclipse, e nos trabalhos que propõem métricas que ao darem pesos aos enlaces, são utilizadas pelos algoritmos de roteamento para estabelecer rotas para escoamento dos pacotes do satélite de origem até o de destino.

No trabalho desenvolvido por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), foram apresentadas duas métricas de roteamento em redes de satélites *LEO*, *Loction and loAd Sensitive Routing (LASER)* e *Signal-free routing for Maximizing satellite service life (SLIM)*, ambas aplicadas ao algoritmo de *Dijkstra* para determinar o melhor caminho entre origem e destino. A abordagem básica nesse trabalho foi aproveitar o movimento determinístico dos satélites para favorecer o roteamento em caminhos que possuam satélites expostos ao sol em oposição aos satélites que se encontram em áreas de eclipse, diminuindo assim a média da profundidade de descarga das baterias. As simulações apresentadas pelos autores mostraram que *LASER* e *SLIM* puderam diminuir a profundidade de descarrega das baterias dos satélites em torno de 11% e 16%, respectivamente, quando comparadas com a métrica de tempo de propagação de um pacote em um enlace. Apesar da métrica *SLIM* apresentar melhores resultados em relação a média da profundidade de descarga, os autores não deixaram claro em seu trabalho, como são determinados os valores das variáveis que compõem a métrica proposta.

A proposta do trabalho de Tang et al. (2015) consiste na apresentação de um método para reatribuição dos enlaces entre satélites de uma constelação *LEO*, utilizando o conceito de *snapshot* que representa uma foto do sistema no início de um intervalo de tempo, para tentar diminuir o impacto da topologia dinâmica nas redes de satélite de uma constelação *LEO* que estão em órbitas polares. Segundo os autores, durante todo o período de um *snapshot*, a conectividade dos enlaces é inalterada e o atraso de cada enlace pode ser tratado como invariável. Desse modo, o estado das tabelas de roteamento no início do período de um *snapshot* é utilizado para definir o roteamento durante todo o período tomado para um *snapshot*. As avaliações apresentadas pelos autores indicaram que o método proposto permite obter *snapshots* de tamanho igual, permitindo reduzir, em média, o atraso nos caminhos de ponta a ponta. Contudo, o trabalho tem como foco somente em melhorar o desempenho das comunicações entre satélites *LEO* que estão em órbitas polares, sem considerar a exposição dos satélites em áreas de eclipse e o congestionamento da rede, como proposto em nosso método.

No trabalho desenvolvido por Liu et al. (2015), foi proposto um método de roteamento em redes de satélites de baixa órbita em que cada satélite escolhe o próximo salto com atraso mínimo de propagação de acordo com sua localização geográfica, sem a necessidade de armazenamento de uma tabela de roteamento. Neste método, os satélites vizinhos se comunicam informando periodicamente o estado das filas, de modo que as demandas possam ser encaminhadas para um nó livre. De acordo com os autores, os resultados das simulações mostraram que o método proposto possui melhor desempenho quando comparados com outros algoritmos que utilizam tabelas de roteamento, em termos de taxa de transferência e taxa de perda de pacotes. No entanto, os autores não levaram em consideração o consumo de energia dos satélites.

Já o trabalho desenvolvido por [Zhou et al. \(2016\)](#), foram propostos algoritmos de roteamento de múltiplos caminhos que visam maximizar o tempo de vida da rede, mantendo garantido um nível de congestionamento, considerando o consumo energético e a demanda de tráfego em intervalos de tempo definidos. Os resultados mostraram que as estratégias de roteamento puderam aprimorar o tempo de vida útil nas redes de satélites LEO, com restrições de energia. No entanto, a proposta apresentada pelos autores, está fundamentada na criação de algoritmos de roteamento que criam múltiplos caminhos e não na proposta de métricas a serem utilizadas pelos algoritmos de roteamento existentes para determinar o melhor caminho entre origem/destino, além de não considerar o tempo de exposição dos satélites nas áreas de eclipse, tal como em nossa proposta.

[Hussein, Elayyan e Ghanem \(2016\)](#) desenvolveram um método que determina a conectividade de uma rede de satélites LEO baseado na teoria espectral dos grafos, visando quantificar a importância dos enlaces entre satélites que estejam em áreas de eclipse e que possam ser desativados. Segundo os autores, é possível melhorar o consumo energético de toda a constelação de satélites, garantindo um conjunto mínimo de enlaces que devem ser mantidos para atender a restrição de conectividade da rede. As simulações apresentadas mostram que a proposta dos autores permite o desligamento de um número significativo de enlaces entre satélites que estão na área de eclipse, contribuindo para uma melhoria do consumo energético dos satélites. No entanto, a proposta dos autores não considera a capacidade dos enlaces, podendo ocorrer congestionamento na rede.

No trabalho de [Yang et al. \(2016\)](#), foi apresentado um modelo de consumo energético aplicável aos satélites LEO, considerando o fornecimento de energia dos painéis solares e o envelhecimento das células das baterias. Nessa linha, foram desenvolvidos três algoritmos para resolver gradualmente o problema de roteamento de satélites com eficiência energética. Os resultados mostraram um prolongamento na vida útil das baterias dos satélites em mais de 40%, com baixo tempo de propagação e uma pequena taxa de utilização dos enlaces. No entanto, a proposta está fundamentada no desenvolvimento de algoritmos de roteamento utilizando heurísticas, e não em métricas para atribuição de pesos aos enlaces, utilizando algoritmos de roteamento já existentes.

Em outro trabalho desenvolvido por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2017\)](#), foi proposto um método de desligamento dos satélites em áreas não congestionadas para tentar melhorar o consumo energético dos satélites de uma constelação LEO de órbita polar. A proposta consiste em utilizar algoritmos de roteamento baseados em heurística. Para tanto, foram propostos dois algoritmos de roteamento, *Basic Link Pruning (BASIC)* e *poSition Aware Pruning (SNAP)*. *BASIC* baseia-se na observação dos enlaces da constelação que não integram os melhores caminhos e, portanto, é altamente improvável que não ocorra tráfego de dados nesses enlaces e podem ser desligados com segurança. Já o *SNAP* melhora o *BASIC*, considerando o movimento determinístico dos satélites, de modo a desligar apenas

os enlaces que estão nas áreas de eclipse e nas áreas com tráfego leve. Os resultados das simulações apontaram um aumento da vida útil dos satélites de 40% e 80% para o *BASIC* e *SNAP*, respectivamente. Entretanto, a proposta dos autores possui a restrição de que a máxima utilização dos enlaces nunca exceda 50% e está fundamentada no desenvolvimento de algoritmos de roteamento baseados em heurísticas e não na proposta de métricas para atribuição de pesos aos enlaces, a serem utilizadas por algoritmos de roteamentos existentes, para o estabelecimento da melhor rota origem/destino para escoamento dos pacotes.

Por fim, o trabalho desenvolvido por [Fan e Zhang \(2018\)](#) se firma na determinação dinâmica dos custos dos enlaces em uma rede de satélites LEO. O método baseia-se na observação da capacidade dos enlaces, à medida que eles são utilizados para escoamento dos pacotes, permitindo distribuir o tráfego para enlaces não congestionados, a fim de minimizar o congestionamento da rede e reduzir a perda de pacotes. Segundo os autores, o algoritmo proposto *Link Congestion Oriented Routing Information Protocol (LCO-RIP)* pode efetivamente reduzir a taxa de perda de pacotes da rede com pequeno incremento no atraso da entrega dos pacotes. No entanto, o trabalho se limita à melhoria do congestionamento da rede, sem observar o consumo energético dos satélites.

A Tabela 2 apresenta o comparativo da abordagem utilizada entre os trabalhos pesquisados na literatura e a nossa proposta (ECARS).

Tabela 2 – Comparativo entre os trabalhos relacionados e a proposta.

TRABALHO	ABORDAGEM					
	Constelação de Satélites	Uso de Métrica	Tipo de Algoritmo	Consumo Energético	Exposição em Eclipse	Capacidade dos Enlaces
<a href="#">Hussein, Jakllari e Paillassa (2014)</a>	LEO (Iridium)	Sim	Existente (Dijkstra)	Sim	Sim	Não
<a href="#">Tang et al. (2015)</a>	LEO (Iridium)	Não	Próprio	Não	Não	Não
<a href="#">Liu et al. (2015)</a>	LEO (Iridium)	Sim	Próprio	Não	Não	Sim
<a href="#">Zhou et al. (2016)</a>	LEO (Iridium)	Sim	Próprio	Sim	Não	Sim
<a href="#">Hussein, Elayyan e Ghanem (2016)</a>	LEO (Iridium)	Não	Próprio	Sim	Sim	Não
<a href="#">Yang et al. (2016)</a>	LEO	Não	Próprio	Sim	Não	Não
<a href="#">Hussein, Jakllari e Paillassa (2017)</a>	LEO (Iridium)	Sim	Próprio	Sim	Sim	Não
<a href="#">Fan e Zhang (2018)</a>	LEO (Iridium)	Sim	Próprio	Não	Não	Sim
ECARS	LEO (Iridium)	Sim	Existente (Dijkstra)	Sim	Sim	Sim

## 3 Materiais e Métodos

Este trabalho tem como objetivo propor uma extensão da métrica desenvolvida por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014) para o roteamento entre satélites de uma constelação LEO, de forma que se permita melhorar os resultados, relacionado ao aumento do tráfego de dados, sem prejuízo ao consumo energético das baterias dos satélites em áreas de eclipse.

O escopo do trabalho está limitado à constelação de satélites Iridium que é composta por  $N_p = 6$  planos orbitais e  $M_s = 11$  satélites uniformemente distribuídos em cada plano, totalizando 66 satélites na constelação. Segundo Nguyen (2002), essa disposição permite uma cobertura global.

Deste modo, fez-se necessário desenvolver um modelo computacional de simulação que atendesse os seguintes requisitos:

1. Obter a coleção de elementos orbitais dos satélites da constelação Iridium;
2. Determinar a localização geográfica dos satélites em função do tempo de propagação;
3. Determinar a ocorrência e o tempo de exposição dos satélites na área de eclipse;
4. Determinar a topologia da rede em função da localização dos satélites;
5. Gerar as demandas de tráfego;
6. Determinar a melhor rota, de acordo com a métrica aplicada;
7. Determinar o consumo energético dos satélites.
8. Realizar o roteamento dos pacotes, observando a melhor rota, a capacidade dos enlaces e o consumo energético;
9. Disponibilizar dados para avaliação os resultados.

### 3.1 Materiais

#### 3.1.1 Ambiente de desenvolvimento

Os algoritmos foram desenvolvidos em *software MATLAB*® versão 2016a, por se tratar de uma ferramenta já conhecida e utilizada pelo autor, e validados comparando os resultados obtidos referente a dinâmica orbital dos satélites com os resultados extraídos de simulações utilizando o *software AGI STK 11.2.0*.

A infraestrutura de hardware utilizada foi um microcomputador com características constantes na Tabela 3.

Tabela 3 – Hardware utilizado.

Sistema Operacional	<i>Windows 7 Professional</i>
Processador	Intel ® Core™ i7-4770 3,40 GHz
Memória RAM	16 GB
Tipo de Sistema	Sistema Operacional de 64 Bits

### 3.1.2 Elementos orbitais da constelação

Conforme descrito na Seção 2.4, os elementos orbitais clássicos definem o posicionamento de um satélite na órbita elíptica em um dado instante de tempo. Deste modo, os dados dos elementos orbitais utilizados neste trabalho foram coletados dos ficheiros TLE dos satélites que compõem a constelação Iridium, disponibilizados por Kelso (2018) e constam no Anexo A.

## 3.2 Métodos

A seguir, será descrita a metodologia utilizada para o desenvolvimento do modelo computacional de simulação da rede de satélites.

### 3.2.1 Modelagem da constelação de satélites

Definimos a constelação de satélites  $C$ , por uma coleção dos elementos orbitais de cada satélite, de acordo com a Equação 3.1.

$$C_k = \{a_k, e_k, i_k, \Omega_k, \omega_k, M_k\} \quad (3.1)$$

Onde  $k$  representa o  $k$ -ésimo satélite da constelação  $C$  com  $k \in \{1, \dots, T_s\}$ ,  $T_s$  é o número total de satélites da constelação, e cada grupo sequencial de  $M_s$  satélites compõe um plano orbital, totalizando  $N_p$  planos orbitais. Esta disposição nos permite determinar o plano orbital e a posição de cada satélite da constelação.

Segundo Kelso (2018), os valores correspondente à época,  $e_k$ ,  $i_k$ ,  $\Omega_k$ ,  $\omega_k$  e  $M_k$ , podem ser extraídos do ficheiro TLE, conforme detalhamento constante na Tabela 4. Já os valores de  $a_k$  foram obtidos a partir da Equação 2.7. Utilizamos estes elementos orbitais como valores de referência para cálculo da localização dos satélites em suas órbitas elípticas em um determinado instante, no sistema ECI, conforme modelagem descrita na Seção 3.2.2

Tabela 4 – Localização dos dados orbitais no ficheiro TLE do satélite  $k$ .

Linha	Posição	Representação	Unidade	Descrição
1	19-32	-	-	Época
2	27-33	$e_k$	-	Excentricidade
2	09-16	$i_k$	Graus	Inclinação
2	18-25	$\Omega_k$	Graus	Longitude do nó ascendente
2	35-42	$\omega_k$	Graus	Argumento de perigeu
2	44-51	$M_k$	Graus	Anomalia média
2	53-63	$n_k$	Rev/Dia	Movimento médio

### 3.2.2 Modelagem da localização geográfica dos satélites

Segundo Long (2014), os satélites LEO giram em torno da Terra a uma velocidade de cerca de 25.000  $km/h$  e o tempo visível para um ponto fixo no solo é de cerca de 10 min com atraso inferior a 30 ms. Deste modo, os valores dos elementos orbitais que definem a localização dos satélites em suas órbitas são atualizados a cada instante de tempo. Portanto, utilizamos os parâmetros da constelação inicial, conforme descrito na Seção 3.2.1, como referência para calcular os novos valores dos elementos orbitais e determinar as coordenadas que definem a nova localização dos satélites em suas órbitas elípticas, no sistema ECI, e então transformá-las para o sistema ECEF e assim obter a posição dos satélites em termos de latitude e longitude geográfica, no instante de interesse.

A Figura 8 ilustra a posição de um satélite  $k$  em órbita terrestre representada no sistema ECI. O vetor  $\vec{r}_{ECI}(k)$  aponta do centro do planeta ao satélite. Segundo Ortizlongo (1995), podemos obter o vetor  $\vec{r}_{ECI}(k)$  a partir da Equação 3.2.

$$\vec{r}_{ECI}(k) = r(k) \cdot \hat{r}_{p \rightarrow s}(k) \quad (3.2)$$

Onde  $r(k)$  é o raio que vai do centro de massa da Terra ao satélite  $k$ , obtido pela equação 2.6 e  $\hat{r}_{p \rightarrow s}(k)$  o vetor unitário de  $\vec{r}_{ECI}(k)$ .

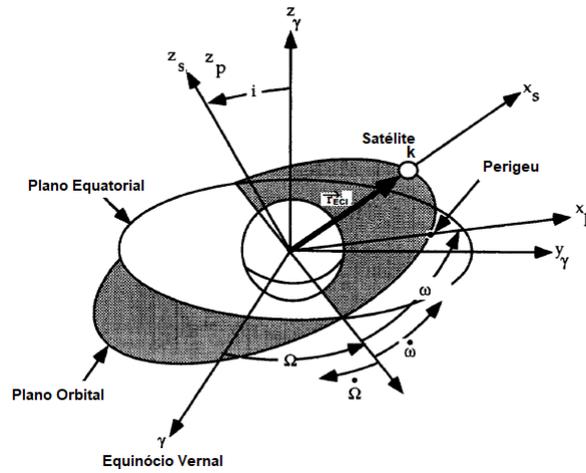


Figura 8 – Definição da localização do satélite no sistema ECI.

Fonte – Adaptado de [Ortizlongo \(1995\)](#).

De acordo com [Ortizlongo \(1995\)](#), o vetor unitário  $\hat{r}_{p \rightarrow s}(k)$  pode ser obtido empregando a álgebra dos quatérnios. O quatérnio é uma representação compacta de uma rotação sobre um eixo principal e pode ser definido como um quádruplo ordenado de números reais, consoante visualiza-se na Equação 3.3.

$$q_{AB} = [q_1, q_2, q_3, q_4] \quad (3.3)$$

$$q_{AB} = \left[ \cos \frac{f}{2}, e_x \text{sen} \frac{f}{2}, e_y \text{sen} \frac{f}{2}, e_z \text{sen} \frac{f}{2} \right]$$

Ou ainda, expresso como a adição de um escalar e um vetor:

$$q_{AB} = \text{esclar} + \text{vetor} \quad (3.4)$$

$$q_{AB} = q_1 + q_2 \hat{i} + q_3 \hat{j} + q_4 \hat{k}$$

O conjugado do quatérnio definido pela Equação 3.3 é:

$$q_{AB}^* = [q_1, -q_2, -q_3, -q_4] \quad (3.5)$$

A definição do quatérnio está sujeita à condição de normalização:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (3.6)$$

Segundo [Ortizlongo \(1995\)](#), podemos obter o vetor unitário  $\hat{r}_{p \rightarrow s}(k)$ , realizando as transformações dadas pelas Equações 3.7 e 3.8.

$$Q_{\vec{r}_{ECI}}(k) = Q(\omega_k + \nu_k) Q i_k Q \Omega_k \quad (3.7)$$

$$\vec{r}_{ECI}(k) = Q_{\vec{r}_{ECI}}(k) \hat{r}_y \dot{Q}_{\vec{r}_{ECI}}(k) \quad (3.8)$$

Onde  $Q_{\vec{r}_{ECI}}(k)$  é o quatérnio que define o vetor  $\vec{r}_{ECI}(k)$ ,  $\hat{r}_y$  o vetor de referência  $[1, 0, 0]$ ,  $\dot{Q}_{\vec{r}_{ECI}}(k)$  é o conjugado de  $Q_{\vec{r}_{ECI}}(k)$ . A determinação de  $Q\Omega_k$ ,  $Qi_k$  e  $Q(\omega_k + v_k)$  é dada pelas Equações 3.9, 3.10 e 3.11, respectivamente.

$$Q\Omega_k = \left[ \cos \frac{\Omega_k}{2}, 0, 0, -\text{sen} \frac{\Omega_k}{2} \right] \quad (3.9)$$

$$Qi_k = \left[ \cos \frac{i_k}{2}, -\text{sen} \frac{i_k}{2}, 0, 0 \right] \quad (3.10)$$

$$Q(\omega_k + v_k) = \left[ \cos \frac{\omega_k + v_k}{2}, 0, 0, -\text{sen} \frac{\omega_k + v_k}{2} \right] \quad (3.11)$$

A posição do satélite na órbita em um determinado instante de tempo pode ser calculada modelando os parâmetros de perturbação orbital como uma variação temporal de  $\Omega_k$  e  $\omega_k$ , levando em conta o efeito da perturbação  $J_2$  ocasionada pelo achatamento do planeta.

Deste modo, podemos utilizar a Equação 3.2 para obtermos o vetor  $\vec{r}_{ECI}(k, t)$  que indica a posição do satélite  $k$  no instante  $t$ , em função da variação de  $\Omega_k$  e  $\omega_k$ . Esta variação é determinada pelas Equações 3.12 e 3.13.

$$\Omega_k(t) = \Omega_k + \dot{\Omega}_k(t) \quad (3.12)$$

$$\omega_k(t) = \omega_k + \dot{\omega}_k(t) \quad (3.13)$$

Onde  $\Omega_k$  e  $\omega_k$  representam a longitude do nó ascendente e o argumento de perigeu da constelação  $C$ , respectivamente, conforme Equação 3.1 e  $\dot{\Omega}_k(t)$ ,  $\dot{\omega}_k(t)$  são dados pelas Equações 3.14 e 3.15.

$$\dot{\Omega}_k(t) = \frac{-3}{2} J_2 \left( \frac{R_t}{p_k(t)} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a_k^3}} \cos(i_k) \quad (3.14)$$

$$\dot{\omega}_k(t) = \frac{3}{4} J_2 \left( \frac{R_t}{p_k(t)} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a_k^3}} [5 \cos^2(i_k) - 1] \quad (3.15)$$

Sendo  $R_t = 6.371 \text{ km}$  o raio da Terra,  $p_k(t)$  o parâmetro *semilatus rectum* do satélite  $k$ , no instante  $t$ , dado pela Equação 2.5,  $\mu = 398.600,5 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}$  a constante gravitacional da Terra,  $a_k$  o semieixo maior dado pela Equação 2.7,  $i_k$  a inclinação e  $J_2 = 1,083 \times 10^{-3}$ .

Uma vez que no sistema ECI o movimento de rotação terrestre não é considerado, é necessário realizar a transformação para o sistema ECEF para representarmos a localização dos satélites em termos de latitude e longitude geográfica. De acordo com [Castelhano](#)

(2015), essa transformação é realizada através de uma rotação no eixo de rotação terrestre,  $zz$ . O ângulo  $\Theta(t)$ , dado pela Equação 2.3, que é necessário rodar para passar de ECI para ECEF depende do tempo, devido a rotação terrestre, e tem um período igual ao dia sideral terrestre, isto é, os dois referenciais sobrepõem-se a cada intervalo de um dia.

Sejam  $\vec{r}_{ECI}(k, t) = (I, J, K)$  e  $\vec{r}_{ECEF}(k, t) = (X, Y, Z)$  os vetores que indica a posição do satélite  $k$  no instante de tempo  $t$ , em ECI e ECEF, respectivamente, a transformação de ECI para ECEF, segundo [Castelhano \(2015\)](#), é dada pela Equação 3.16.

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = R_{zz} [\Theta(t)] \begin{bmatrix} I \\ J \\ K \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Onde  $R_{zz} [\Theta(t)]$  é a matriz de rotação em torno do eixo  $zz$ :

$$R_{zz} [\Theta(t)] = \begin{bmatrix} \cos\Theta & \sen\Theta & 0 \\ -\sen\Theta & \cos\Theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Por fim, o cálculo da longitude  $\lambda_k(t)$  e da latitude  $\Phi_k(t)$  do ponto que determina a posição do satélite  $k$  no instante de tempo  $t$  é dado por [Ali et al. \(2013\)](#):

$$\tan(\lambda_k(t)) = \frac{Y}{X} \quad (3.18)$$

$$\tan(\Phi_k(t)) = \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \quad (3.19)$$

Desse modo, modelamos os parâmetros que indicam a localização dos satélites por uma coleção  $SL_k(t)$  em um dado instante de tempo  $t$ , com  $k \in \{1, \dots, T_s\}$ ,  $T_s$  é o número total de satélites da constelação, conforme Equação 3.20.

$$SL_k(t) = \{\lambda_k(t), \Phi_k(t)\} \quad (3.20)$$

### 3.2.3 Modelagem da ocorrência e tempo de exposição em áreas de eclipse

Ao longo de sua trajetória na órbita, os satélites podem entrar em áreas de ausência da luz solar, em razão da sombra da Terra na parte oposta ao Sol. De acordo com [Ortizlongo \(1995\)](#), tomando-se por base o nosso planeta, há duas regiões definidas pela obstrução da luz solar. Quando ocorre a obstrução parcial, é dita como região de penumbra e a obstrução total é dita como região de umbra.

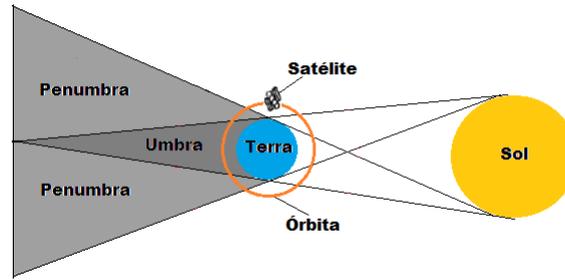


Figura 9 – Regiões de ocorrência do eclipse.

Fonte – Produzido pelo autor.

O eclipse ocorre quando os satélites entram nas regiões formadas pela sombra da Terra, ilustradas na Figura 9. Conforme Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), os satélites da constelação Iridium, podem ficar até 36 minutos nas áreas de eclipse.

Segundo Ortizlongo (1995), as projeções cônicas das regiões de umbra e penumbra são definidas pela distância do planeta ao Sol e seus diâmetros.

Seja  $D_s$  o diâmetro do Sol e  $D_p$  o diâmetro do planeta, a região de umbra é dada geometricamente pelas Equações 3.21 e 3.22.

$$\chi_u = \frac{D_p \delta_{p,s}}{(D_s - D_p)} \quad (3.21)$$

$$\alpha_u = \text{sen}^{-1} \frac{D_p}{2\chi_u} \quad (3.22)$$

Onde  $\chi_u$ ,  $\delta_{p,s}$  é a distância entre o planeta e vértice do cone de umbra e a distância entre o planeta e o Sol, respectivamente, e  $\alpha_u$  o ângulo formado no vértice do cone de umbra, conforme ilustrado na Figura 10.

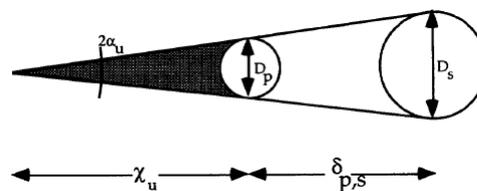


Figura 10 – Representação da geometria do cone de umbra.

Fonte – (ORTIZLONGO, 1995).

De igual modo, a região de penumbra é dada geometricamente pelas Equações 3.23 e 3.24.

$$\chi_p = \frac{D_p \delta_{p,s}}{(D_s + D_p)} \quad (3.23)$$

$$\alpha_p = \text{sen}^{-1} \frac{D_p}{2\chi_p} \quad (3.24)$$

Onde  $\chi_p$  é a distância entre o planeta e vértice do cone de penumbra,  $\alpha_p$  o ângulo formado no vértice do cone de penumbra, conforme ilustrado na Figura 11.

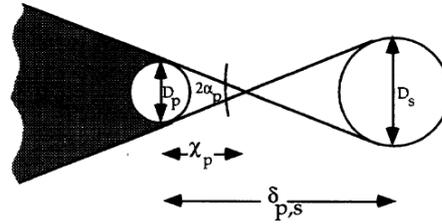


Figura 11 – Representação da geometria do cone de penumbra.

Fonte – (ORTIZLONGO, 1995).

De acordo com Ortizlongo (1995), os pontos de término dos cones de umbra e penumbra definem os pontos de entrada e saída dos satélites na região de eclipse. Na Figura 12, o vetor de projeção  $r_s$  é dado pela Equação 3.25.

$$\vec{r}_s = (\vec{r}_{ECI}(k, t) \cdot \hat{s}) \hat{s} \quad (3.25)$$

Onde  $\hat{s}$  é o vetor unitário solar e os pontos de término só podem ser encontrados quando  $(\vec{r}_{ECI}(k, t) \cdot \hat{s}) < 0$ . Com a definição do vetor  $\vec{r}_{ECI}(k, t)$ , um segundo vetor  $\vec{\delta}$ , que representa a distância entre o centro do cone de umbra no ponto de projeção ao satélite, pode ser definido pela Equação 3.26.

$$\vec{\delta} = \vec{r}_{ECI}(k, t) - \vec{r}_s \quad (3.26)$$

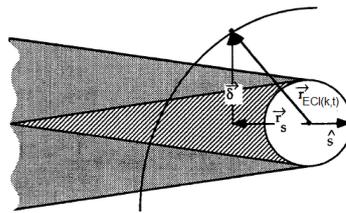


Figura 12 – Representação dos vetores  $\vec{r}_s$  e  $\vec{\delta}$ .

Fonte – Adaptado de Ortizlongo (1995).

Além do vetor  $\vec{\delta}$ , a determinação do vetor  $\vec{r}_s$  permite a localização dos pontos de término das áreas de umbra e penumbra no local projetado pelo satélite, conforme ilustrado nas Figuras 13 e 14.

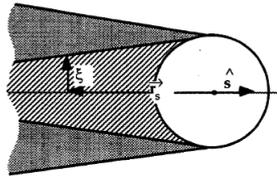


Figura 13 – Localização do ponto de término no cone de umbra.

Fonte – (ORTIZLONGO, 1995).

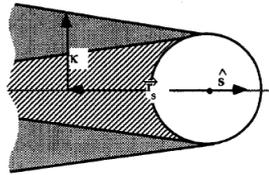


Figura 14 – Localização do ponto de término no cone de penumbra.

Fonte – (ORTIZLONGO, 1995).

Na Figura 13,  $\xi$  representa a distância entre o centro e o ponto de término do cone de umbra, no local de projeção do satélite. Da mesma maneira, Na Figura 14,  $\kappa$  representa a distância entre o centro e o ponto de término do cone de penumbra, no local de projeção do satélite. As distâncias  $\xi$  e  $\kappa$  são dadas pelas Equações 3.27 e 3.28.

$$\xi \equiv (\chi_u - |\vec{r}_s|) \tan \alpha_u \quad (3.27)$$

$$\kappa \equiv (\chi_p + |\vec{r}_s|) \tan \alpha_p \quad (3.28)$$

Consoante visualiza-se em Ortizlongo (1995), uma simples comparação entre a magnitude do vetor  $\vec{\delta}$ ,  $\kappa$  e  $\xi$  pode definir os pontos de término das regiões de umbra e penumbra. Especificamente, as seguintes comparações podem ser realizadas:

- a) Os pontos de términos só podem ser encontrados quando  $(\vec{r}_{ECI} \cdot \hat{s}) < 0$ ;
- b) O satélite estará exposto à luz solar se  $|\vec{\delta}| > \kappa$ ;
- c) O satélite encontra-se na região de penumbra se  $\xi < |\vec{\delta}| < \kappa$ ;
- d) O satélite encontra-se na região de umbra se  $|\vec{\delta}| < \xi$ ;
- e) O ponto de término da penumbra é encontrado quando  $|\vec{\delta}| = \kappa$ ;
- f) O ponto de término da umbra é encontrado quando  $|\vec{\delta}| = \xi$ .

Desse modo, utilizamos os critérios definidos por [Ortizlongo \(1995\)](#) para obter os pontos de entrada e saída dos satélites nas regiões de umbra e penumbra a cada instante  $t$ , e determinar se o satélite está em eclipse e por quanto tempo. A modelagem consiste em uma coleção  $SE_k(t)$ , conforme Equação 3.29.

$$SE_k(t) = \{Se_k(t), Te_k(t)\} \quad (3.29)$$

Onde  $Se_k(t) = 1$  quando o satélite se encontra na área de eclipse e  $Se_k(t) = 0$  quando exposto ao Sol,  $Te_k(t)$  o tempo total de exposição em eclipse do satélite  $k$ , no instante  $t$ .

### 3.2.4 Modelagem da topologia da rede de satélites

Conforme exposto na Seção 2.5, os satélites da constelação LEO formam uma rede de satélites variável no tempo, em consequência das constantes alterações nos enlaces entre os satélites dos planos adjacentes. Segundo [Sidibeh \(2008\)](#), para que seja possível o roteamento dinâmico nesse tipo de rede, a topologia da rede deve ser previamente determinada.

Em acordo com [Guo e Yan \(2014\)](#), a região polar ilustrada na Figura 7 é definida como a região entre as latitudes de  $75^\circ$  e  $90^\circ$  nos hemisférios norte e sul. Desta forma, os enlaces com os satélites dos planos adjacentes são suprimidos quando atingem a latitude de  $\pm 75^\circ$ . Já os satélites do mesmo plano orbital possuem enlaces sempre ativos.

Consoante visualiza-se em [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2014\)](#), a rede de satélites da constelação Iridium é composta por 04 (quatro) enlaces entre os satélites adjacentes, sendo 02 (dois) entre satélites adjacentes do mesmo plano e 02 (dois) entre satélites dos planos adjacentes, exceto os que se encontram na região polar e na região de contrarrotação.

A distância  $L_a$  que separa os satélites do mesmo plano é constante e pode ser calculada, em  $km$ , pela Equação 3.30.

$$L_a = \sqrt{2}R\sqrt{1 - \cos\left(360^\circ \frac{1}{M_s}\right)} \quad (3.30)$$

Onde  $R$  é o raio orbital.

Por outro lado, a distância  $L_e$  entre os satélites dos planos adjacentes aumentam e diminuem à medida que eles se aproximam ou se afastam da linha do equador, respectivamente. Sua determinação depende da latitude  $\Phi_k(t)$  do satélite que detém o enlace e é dada, em  $km$ , pela Equação 3.31.

$$L_e = \sqrt{2}R\sqrt{1 - \cos\left(360^\circ \frac{1}{2N_s}\right)\cos\Phi_k(t)} \quad (3.31)$$

Uma rota origem/destino pode conter diversos saltos. Deste modo, o cálculo do tempo de propagação dos sinais em múltiplos saltos é dado pela Equação 3.32.

$$T_p = \frac{\sum_{j=1}^{h_p} L(S_{\langle n_1, m_1 \rangle}, S_{\langle n_{q+1}, m_{q+1} \rangle})}{C_l} \quad (3.32)$$

Onde  $h_p$  é o número de saltos da rota e  $C_l$  a velocidade da luz.

Neste trabalho, a modelagem da rede consiste em um grafo direcionado  $G(V(t), E(t))$  onde o vértice  $V(t)$  representa cada satélite da constelação e as arestas  $E(t)$  os enlaces ativos entre os satélites adjacentes, no instante de tempo  $t$ . Em nossa simulação, consideramos que não há ocorrência de erros de transmissão nos enlaces com os satélites adjacentes.

### 3.2.5 Modelagem da demanda de tráfego

Para modelarmos a demanda de tráfego, adotamos o método utilizado por [Chen e Ekici \(2005\)](#), [Long \(2014\)](#) e [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2017\)](#) que fornece a expectativa do tráfego de voz para o ano de 2005 em uma rede de satélites LEO.

Consoante visualiza-se na Figura 15, o globo foi dividido em 12x24 zonas, totalizando 288 zonas e cada uma ocupando 15° de latitude e longitude. O tempo de comunicação em cada zona no período de um ano corresponde ao nível de densidade de usuário  $u_z$  e representa a quantidade total de solicitações de chamadas de voz em cada zona.

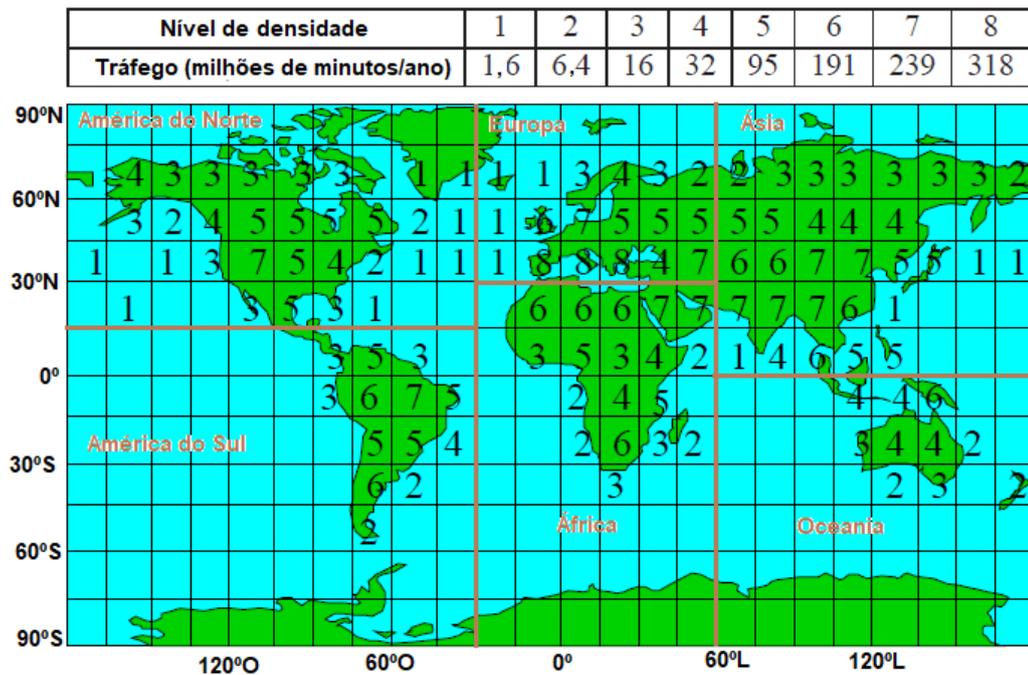


Figura 15 – Divisão da zona terrestre e níveis de densidade de usuário.

Fonte – Adaptado de [Long \(2014\)](#).

Segundo [Chen e Ekici \(2005\)](#), o nível de densidade de terminais  $h_z$ , que representa a distribuição dos terminais de uso da Internet em cada zona nos diferentes continentes, é obtido a partir da Equação 3.33.

$$h_z = \frac{u_z}{\sum u_z(c)} N(c) \quad (3.33)$$

Onde,  $\sum u_z(c)$  é o total de  $u_z$  do continente  $c$  e  $N(c)$  é o número de terminais de uso da Internet no continente  $c$ , obtido das estatísticas de um determinado ano.

Segundo [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2017\)](#), o requisito de tráfego  $t^{ij}$  entre a zona de origem  $i$  até a zona de destino  $j$  depende do valor correspondente de  $u_z(i)$ ,  $h_z(j)$  e da distância  $d(i, j)$  entre a longitude e latitude de seus centros, conforme Equação 3.34.

$$t^{ij} = \frac{[u_z(i) \cdot h_z(j)]^\alpha}{[d(i, j)]^\beta} \quad (3.34)$$

Onde  $\alpha = 0,5$  e  $\beta = 1,5$ , recomendados em [Chen e Ekici \(2005\)](#).

Segundo [Long \(2014\)](#), os usuários mostram diferentes atividades durante diferentes horas do dia. Desse modo, para tornar o modelo de tráfego mais realístico, levamos em consideração a evolução diária da densidade de usuário. A Figura 16 ilustra o perfil de atividade diária do usuário, assumindo que a evolução diária da atividade de tráfego por usuário é a mesma para todos os usuários em todo o mundo, e a hora local corresponde à hora da longitude do centro de cada zona.

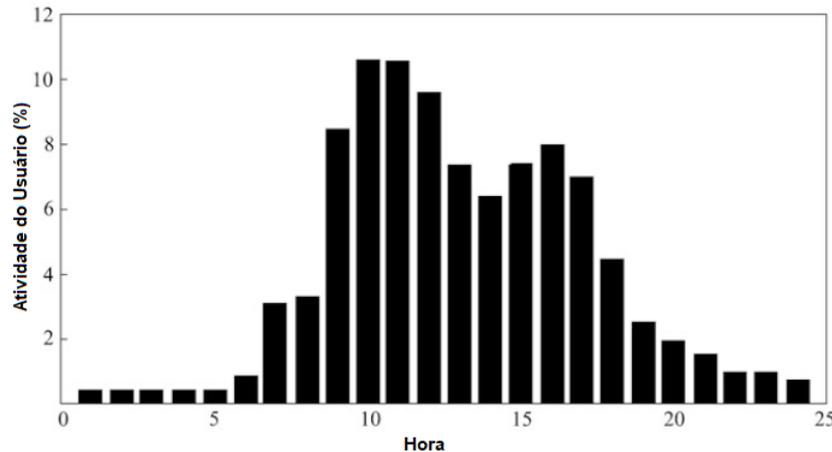


Figura 16 – Perfil de atividade diária do usuário.

Fonte – Adaptado de [Long \(2014\)](#).

Desse modo, utilizamos  $t^{ij}$  como coeficiente proporcional para obter os valores médios de tráfego  $T^{ij}$  entre as zonas  $i$  e  $j$ , conforme Equação 3.35, dada por [Hussein, Jakllari e Paillassa \(2017\)](#).

$$T^{ij} = \frac{t^{ij}}{\sum_{\forall i} \sum_{\forall j} t^{ij}} \frac{T_d}{3600} \frac{a(h)}{100} \quad (3.35)$$

Onde  $T_d = 500Tb/dia$  que é o total de tráfego gerado por dia no mundo todo, dado por Hussein, Jakllari e Paillassa (2017),  $a(h)$  o percentual de atividade do usuário durante a hora  $h$ . Em conformidade com Yang et al. (2016), cada zona pode ser associada com o satélite mais próximo em um determinado intervalo de tempo.

Para tornarmos a demanda de tráfego próxima da atualidade, os valores de  $N(c)$ , da Equação 3.33, foram obtidos das estatísticas de uso da Internet no ano de 2017, disponibilizadas em Miniwatts (2018), constantes na Tabela 5.

Tabela 5 – Distribuição dos terminais de uso da Internet por continente - 2017.

Continente $c$	Número de terminais $N(c)$	%
América do Norte	345.660.847	8,30
Europa	704.833.752	17,00
Ásia	2.187.667.453	52,60
Oceania/Austrália	28.439.277	0,70
América do Sul	437.001.277	10,50
África	453.329.534	10,90
TOTAL	4.156.932.140	100

O algoritmo de geração das demandas de tráfego foi desenvolvido no *software MATLAB* e os resultados foram validados, comparando-os com os valores médios do fluxo de tráfego entre os continentes, alcançados por Chen e Ekici (2005). A Tabela 6 apresenta os resultados do fluxo de tráfego entre os continentes em uma dada hora do dia, considerando as estatísticas constantes na Tabela 5. A representação das demandas em nosso simulador no instante de tempo  $t$ ,  $D_s(t)$ , foi realizada por uma coleção, conforme Equação 3.36.

$$D_s(t) = \{i, j, x\} \quad (3.36)$$

Onde  $s$  representa a  $s$  – ésima fonte de dados com  $s \in \{1, \dots, F\}$ ,  $F$  é o número total de fontes,  $i$  a zona de origem,  $j$  a zona de destino e  $x$  a taxa de dados constante (*Constant bit rate - CBR*), em Mbps.

Tabela 6 – Tráfego Entre Continentes - 2017 (%).

Origem	Destino					
	América do Norte	Europa	Ásia	Oceania	América do Sul	África
América do Norte	49,13	14,61	21,94	0,64	8,49	5,20
Europa	11,24	47,36	24,96	0,46	3,94	12,04
Ásia	5,82	14,10	70,49	1,27	1,79	6,54
Oceania	7,40	8,44	56,23	14,88	4,58	8,47
América do Sul	15,94	10,37	13,20	0,82	49,42	10,24
África	7,05	24,72	23,48	0,84	7,50	36,40

### 3.2.6 Modelagem do consumo energético

O consumo energético de um satélite se dá pela energia gasta à sua operação nominal e pelo envio e recebimento de dados. Quando expostos à luz do sol, os painéis solares são encarregados de fornecerem energia para o funcionamento dos satélites e a energia remanescente é utilizada para carregar as baterias.

Segundo Zhou et al. (2016), a captação energética de um satélite  $EC_k(t)$ , em um dado intervalo de tempo  $\Delta_t$ , é dada pela Equação 3.37.

$$EC_k(t) = P_c * \max\{0, \Delta_t - ST_k(t)\} \quad (3.37)$$

Onde  $ST_k(t)$  representa o tempo em que o satélite  $k$  permaneceu na área de eclipse desde o início do intervalo de tempo  $\Delta_t$ , e  $ST_k(t) = 0$  quando o satélite está exposto à luz solar.  $P_c$  é a potência de carga, que por simplicidade, foi considerada como uma constante.

Quando os satélites estão em áreas de eclipse, suas baterias são as únicas fontes de energia disponível para mantê-los em funcionamento. Essa demanda energética ocasiona uma descarga das baterias que aumenta à medida que os satélites permanecem nessas áreas sem a incidência da luz solar.

De acordo com Zhou et al. (2016), o consumo energético de um satélite  $ED_k(t)$ , em um dado intervalo de tempo  $\Delta_t$ , é dado pela Equação 3.38.

$$ED_k(t) = \left( \sum_{k \neq l} \frac{X_{kl}(t)}{C_{kl}(t)} P_s + \sum_{k \neq l} \frac{X_{kl}(t)}{C_{kl}(t)} P_r + P_o \right) \Delta_t \quad (3.38)$$

Onde  $ED_k(t)$  é o consumo energético do satélite  $k$ ,  $X_{kl}(t)$  é o somatório de todas as demandas de tráfego no enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ .  $C_{kl}(t)$  é a capacidade do enlace  $k - l$ ,  $P_s$ ,  $P_r$  e  $P_o$  representam as constantes de demanda de potência de transmissão, recepção e operação nominal do satélite, respectivamente.

As Equações 3.37 e 3.38 nos permite calcular a energia residual de um satélite  $B_k(t)$ , em um dado intervalo de tempo  $\Delta_t$ , conforme Equação 3.39.

$$B_k(t) = \min \{B_{max}, B_k(t - 1) - ED_k(t) + EC_k(t)\} \quad (3.39)$$

Onde  $B_{max}$  é a capacidade máxima da bateria,  $B_k(t - 1)$  a energia residual do satélite  $k$  no início do intervalo de tempo  $\Delta_t$ . Em nosso simulador, a capacidade energética das baterias  $EB_k$  foi representada por uma coleção, conforme Equação 3.40.

$$EB_k = \{k, C_i, C_f\} \quad (3.40)$$

Onde  $k$  representa a  $k$  -ésimo satélite da constelação  $C$ , com  $k \in \{1, \dots, T_s\}$ ,  $T_s$  é o número total de satélites da constelação,  $C_i$  e  $C_f$  as capacidades energéticas das baterias no início e no final do intervalo de tempo, respectivamente.

### 3.2.7 Modelagem do tráfego de dados

Para simulação do tráfego de dados, utilizamos o conceito de *snapshot*, que é uma foto instantânea do sistema no início de um intervalo de tempo  $\Delta_t$ , para tentar diminuir o impacto da topologia dinâmica na rede de satélite, conforme método apresentado por [Tang et al. \(2015\)](#). Neste modelo, a conectividade dos enlaces e o atraso de cada enlace pode ser tratado como invariável durante todo o período de um *snapshot*. Desse modo, o estado das tabelas de roteamento no início do intervalo é utilizado para definir o roteamento durante todo o período tomado para um *snapshot*. Por simplicidade, adotamos ainda que a demanda de tráfego é constante durante todo o  $\Delta_t$ , sem considerar o enfileiramento de pacotes. As demandas de tráfego entre um satélite de origem até um satélite de destino, são obtidas a partir de terminais distribuídos no globo, em acordo com o modelo apresentado na Seção 3.2.5.

Inicialmente, é obtida a topologia da rede de satélites, conforme modelo apresentado na Seção 3.2.4, e atribuído um custo em cada enlace da rede, de acordo com a métrica utilizada. O algoritmo *Dijkstra's shortest path* é então aplicado para seleção das rotas de menor custo e cada demanda de tráfego é encaminhada a todos os enlaces que compõem suas respectivas rotas origem/destino. Consideramos ainda que não há erros de transmissão dos dados.

Sejam os satélites adjacentes  $k$  e  $l$ , a relação de utilização do enlace entre eles não deve exceder a relação de congestionamento da rede  $\alpha$ , dada por [Zhou et al. \(2016\)](#):

$$0 \leq \frac{X_{kl}(t)}{C_{kl}(t)} \leq \alpha \quad (3.41)$$

O consumo energético dos satélites é obtido, a cada salto, conforme modelo apresentado na Seção 3.2.6, bem como a capacidade dos enlaces que é representada em nosso simulador por um grafo direcionado  $G(V_k, L_t)$  onde o vértice  $V_k$  representa cada satélite da constelação e as arestas  $L_t$  os enlaces ativos no instante  $t$  entre os satélites adjacentes. A Figura 17 ilustra o diagrama do modelo de simulação desenvolvido.

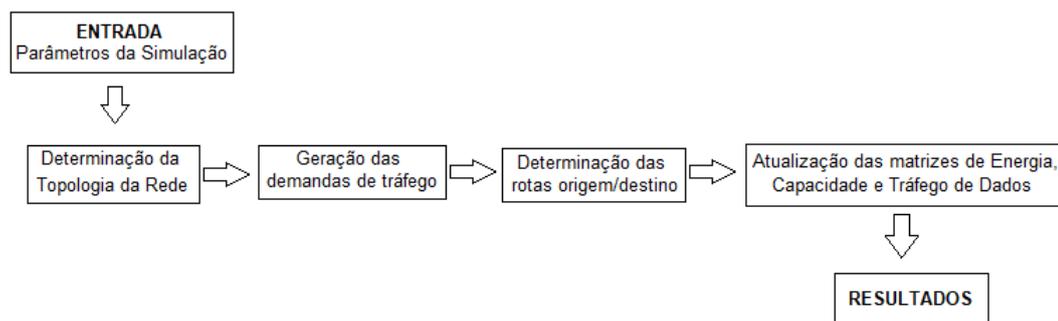


Figura 17 – Diagrama do modelo de simulação.

Fonte – Desenvolvido pelo autor.

### 3.2.8 Proposta de métrica de roteamento

Em função do movimento em suas órbitas, cada satélite possui enlaces dinâmicos com os satélites dos planos adjacentes. Dessa forma, podemos observar o comportamento dos satélites e selecionar características de interesse nos enlaces para desenvolver uma função que atribua um custo a uma determinada rota origem/destino, considerando os pesos individuais de cada enlace que compõe a rota.

O tempo de propagação dado pela Equação 3.32, pode ser utilizado como métrica para atribuição dos custos dos enlaces. Nas redes de satélites LEO, as distâncias dos enlaces se alteram a cada instante e conseqüentemente o tempo de propagação. A aplicação desta métrica utilizando o algoritmo de *Dijkstra*, pode ocasionar congestionamentos nos enlaces em um dado momento, uma vez que essa métrica não observa a capacidade disponível nos enlaces da rede, bem como o consumo energético dos satélites, selecionando sempre as rotas com os menores tempos de propagação.

Neste trabalho, nosso interesse é encontrar um ponto de equilíbrio entre a eficiência energética e o tráfego de dados nas redes de uma constelação LEO, sem o comprometimento da vida útil dos satélites. Neste contexto, há na literatura pesquisas que buscam melhorar o roteamento em redes de satélites LEO, propondo tanto algoritmos quanto métricas de roteamento para dar pesos aos enlaces, utilizando algoritmos existentes. Por simplicidade, nos restringimos à aplicação de métricas de roteamento aplicadas ao algoritmo de *Dijkstra* para determinar a melhor rota origem/destino na rede de satélites.

A métrica de roteamento em redes de satélites LEO, *Loction and loAd SEnsitive Routing (LASER)*, proposta por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), combina o tempo de propagação com o nível remanescente das baterias dos satélites que se encontram nas áreas de eclipse. Com base nestes dois parâmetros, cada satélite LEO pode calcular o valor para LASER em cada enlace com seus satélites adjacentes, normalizados em acordo com Grodzevich e Romanko (2006), consoante Equação 3.42.

$$laser_{k,l}(t) = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T^{mim}}{T^{max} - T^{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D^{mim}}{D^{max} - D^{min}} \quad (3.42)$$

Onde  $T_{k,l}(t)$  é o tempo de propagação no enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ ,  $w_1$  e  $w_2$  representam os pesos que podem ser ajustados de acordo com a aplicação.  $D_{k,l}(t)$  é a quantidade que depende do nível das baterias dos satélites  $k$  e  $l$  em um determinado instante de tempo  $t$ , calculado de acordo com a Equação 3.43.

$$D_{k,l}(t) = \frac{e_k}{B_k(t)} + \frac{e_l}{B_l(t)} \quad (3.43)$$

$$e = \begin{cases} 1, & \text{Se o satélite está em eclipse.} \\ 0 & \text{Se o satélite está exposto ao sol.} \end{cases}$$

$B$  é a energia residual do satélite.

Uma vez que a métrica LASER não observa a capacidades dos enlaces da rede, apresentamos a métrica Energy and Capacity Aware Routing metric in LEO Satellite networks (ECARS), que foi obtida pela extensão da métrica LASER, considerando a capacidade de todos os enlaces ativos da rede e a energia residual dos satélites que se encontram nas áreas de eclipse, conforme Equação 3.44.

$$ECARS_{k,l}(t) = w_1 \frac{T_{k,l}(t) - T^{mim}}{T^{max} - T^{min}} + w_2 \frac{D_{k,l}(t) - D^{mim}}{D^{max} - D^{min}} + w_3 \frac{P_{k,l}(t) - P^{mim}}{P^{max} - P^{min}} \quad (3.44)$$

Onde  $P_{k,l}(t)$  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  $t$ , calculado de acordo com a Equação 3.45.

$$P_{k,l}(t) = 1 - C_{k,l}(t)/C_{isl} \quad (3.45)$$

$C_{isl}$  é a capacidade do total do enlace entre os satélites  $k$  e  $l$ .

## 4 Resultados

Neste Capítulo, apresentamos os resultados obtidos a partir das simulações realizadas, utilizando a metodologia proposta.

O tempo que um satélite da constelação Iridium demanda para realizar uma revolução ao redor da Terra é de cerca de 100 minutos. Deste modo, foram realizadas 30 simulações de 12.200 segundos, o que equivalem a 02 (duas) revoluções dos satélites ao redor da Terra, iniciando no dia 01 de junho de 2018 às 12h30min00s. Em nossas simulações, adotamos um *snapshot* com intervalo de duração de  $\Delta_t = 100$  segundos para obtenção dos dados instantâneos da rede, totalizando 122 amostras por simulação das quais foi retirada a média. A cada  $\Delta_t$ , as demandas de tráfego, a topologia da rede e as capacidades dos enlaces são restabelecidos.

Para cada simulação, utilizamos 100, 150 e 200 fontes com taxa CBR de 0,5 Mbps a 1,5 Mbps para as demandas de tráfego, distribuídas nos 6 (seis) continentes de acordo com a Tabela 5. A determinação das rotas origem/destino foi realizada pela utilização das métricas TP, LASER e a métrica ECARS aplicadas ao algoritmo de *Dijkstra*. Empregamos os valores dados por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), referentes à capacidade dos enlaces e do consumo energético. A capacidade total de cada enlace da rede é de 10 Mbps e a capacidade de carga da bateria é de 117 KJ. Para transmissão e recepção de dados pelos satélites, são demandados 7 watts e 3 watts, respectivamente. Já a operação nominal de um satélite têm um custo de 4 watts e a constante de captação energética dos painéis solares é de 20 watts. Para os pesos da Equação 3.42 que define a métrica LASER, utilizamos os valores dados pelos autores, quais sejam,  $w_1 = 0,5$  e  $w_2 = 0,5$ . Já para a Equação 3.44 que define a métrica ECARS, nossas simulações apresentaram melhor desempenho utilizando  $w_1 = 0,35$ ,  $w_2 = 0,35$  e  $w_3 = 0,3$ .

### 4.1 Localização geográfica dos satélites

Os elementos orbitais da constelação, obtidos a partir dos ficheiros TLE, foram utilizados como referência para cálculo da localização geográfica dos satélites em termos de latitude e longitude geográfica em função do tempo, conforme modelo apresentado na Seção 3.2.2. O algoritmo para determinação do posicionamento dos satélites em um dado instante de tempo foi desenvolvido no *software MATLAB* e os valores obtidos foram validados, comparando-os com resultados de simulações no *software STK*. A Figura 18 ilustra o posicionamento dos satélites em um dado instante de tempo, resultante das simulações nos *software MATLAB e STK*.

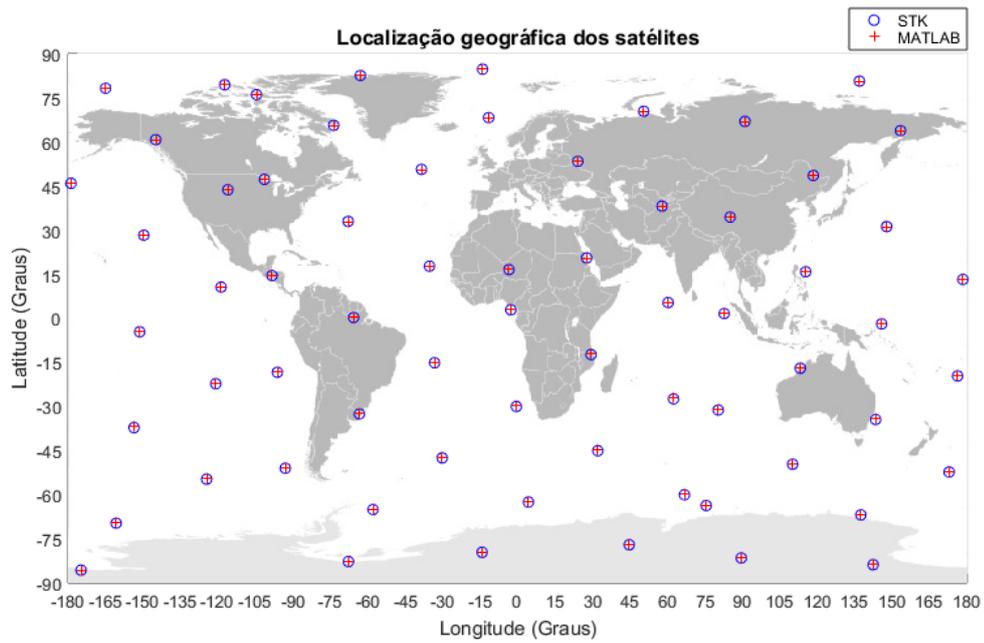


Figura 18 – Localização geográfica dos satélites em um dado instante.

Fonte – Produzido pelo autor.

## 4.2 Ocorrência e tempo de exposição em áreas de eclipse

O algoritmo para determinação da ocorrência e tempo de exposição do satélite em áreas de eclipse foi desenvolvido no *software MATLAB* e os resultados obtidos apresentaram os mesmos valores resultantes da simulação utilizando o *software STK*. A Figura 19 ilustra o resultado da simulação de um dado satélite em um período de 24 horas.

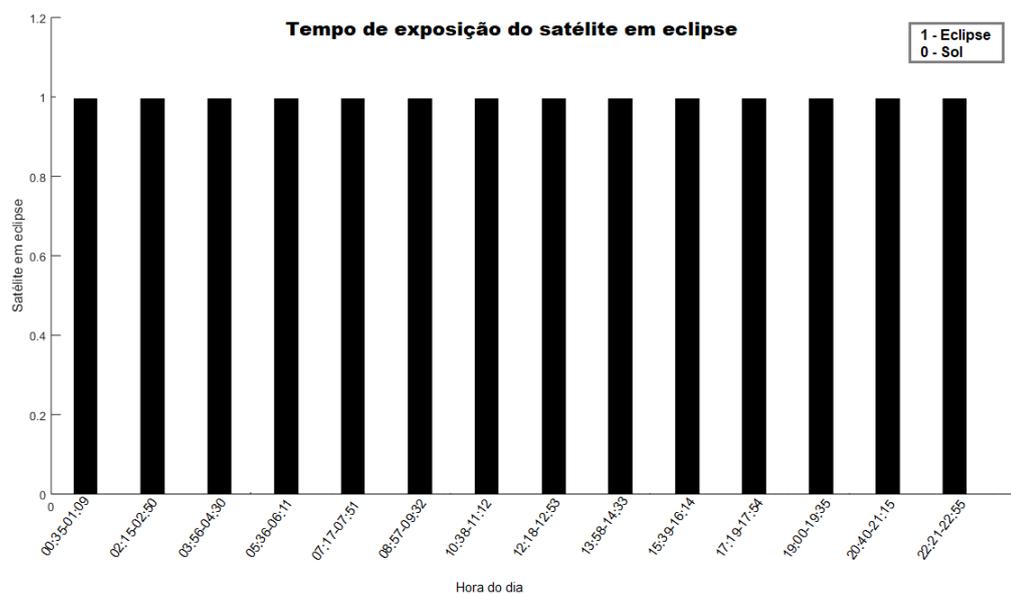


Figura 19 – Tempo de exposição do satélite em eclipse.

Fonte – Produzido pelo Autor.

### 4.3 Topologia dinâmica da rede de satélites

Para determinação da topologia da rede de satélites em função do tempo, desenvolvemos o algoritmo no *software MATLAB* e os resultados obtidos foram validados, comparando-os com os valores esperados, conforme Equações 3.30 e 3.31. Observou-se nos resultados obtidos, a correta distância entre os satélites em função da latitude  $\Phi$ , bem como a supressão dos enlaces entre satélites dos planos adjacentes, quando posicionados na região polar.

A Figura 20 ilustra a topologia da rede de satélites em um dado instante de tempo.

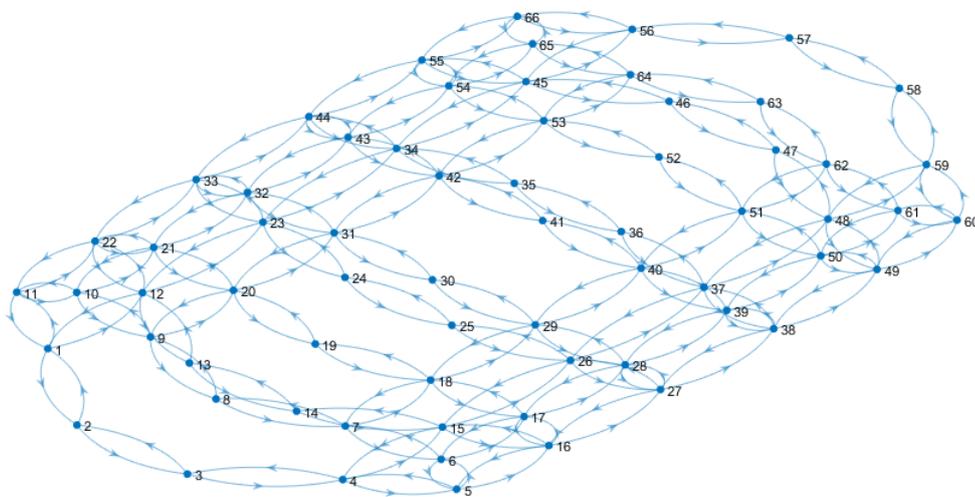


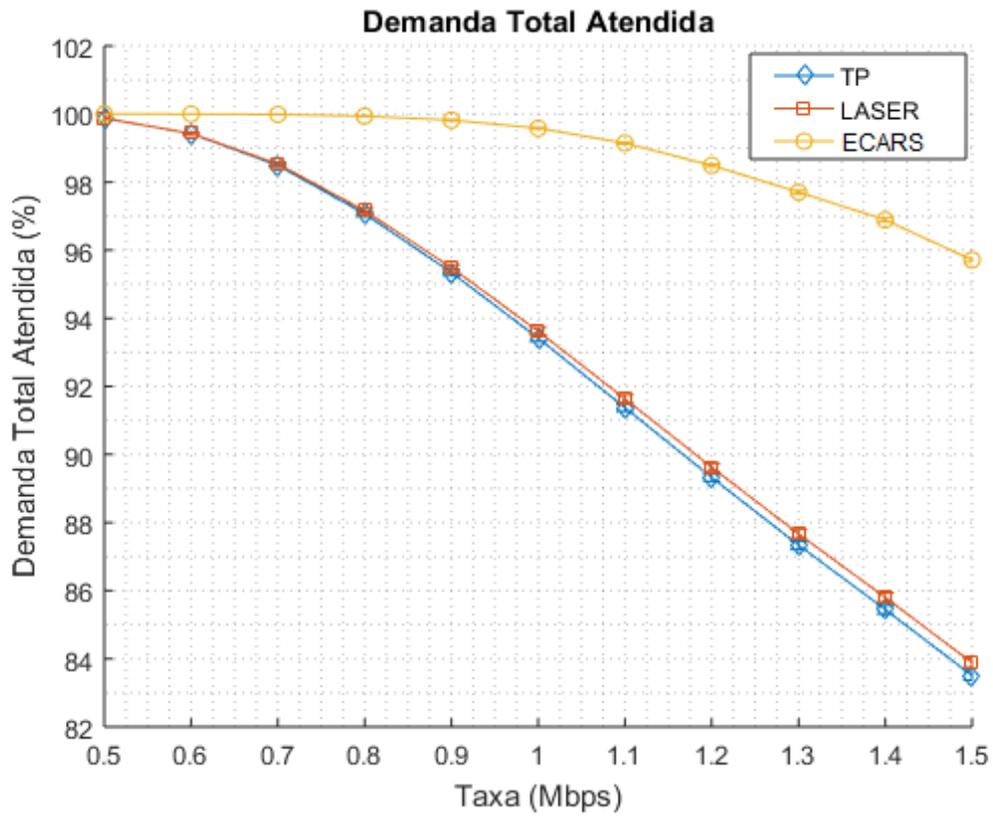
Figura 20 – Topologia da rede em um dado instante de tempo.

Fonte – Produzido pelo Autor.

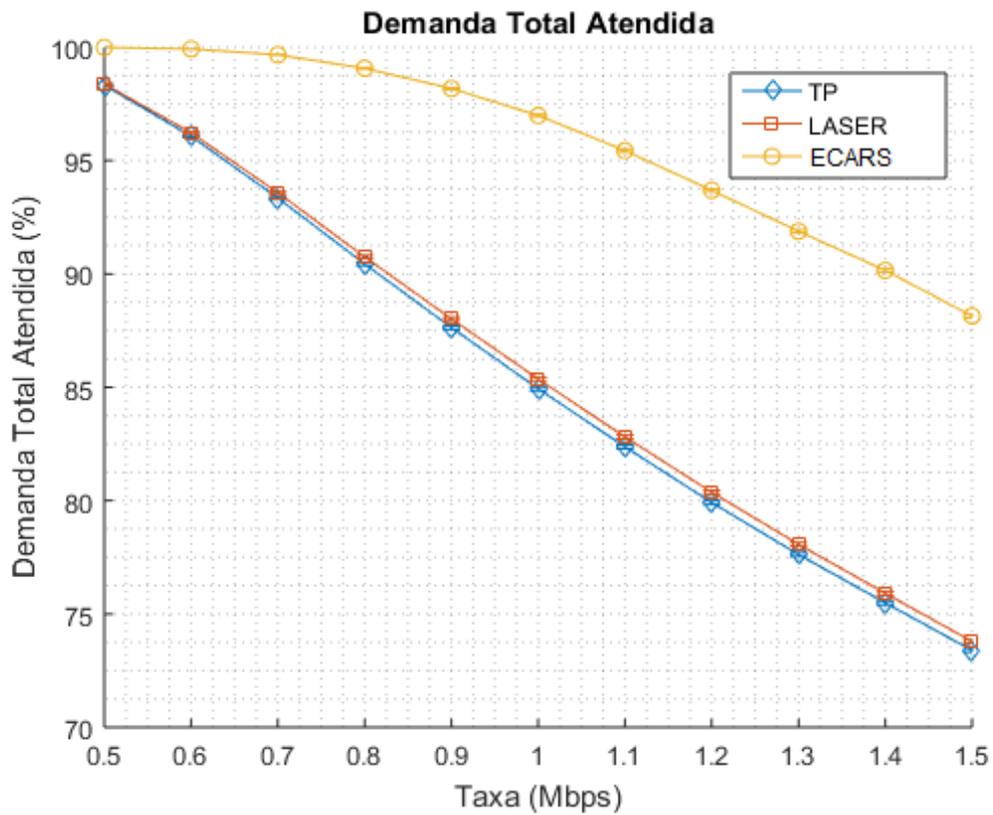
### 4.4 Demanda total atendida

A demanda total atendida representa a média do total das demandas que efetivamente foram entregues desde os satélites da origem aos satélites de destino. A Figura 21 ilustra os resultados obtidos da média da demanda total atendida, com intervalo de confiança de 95%.

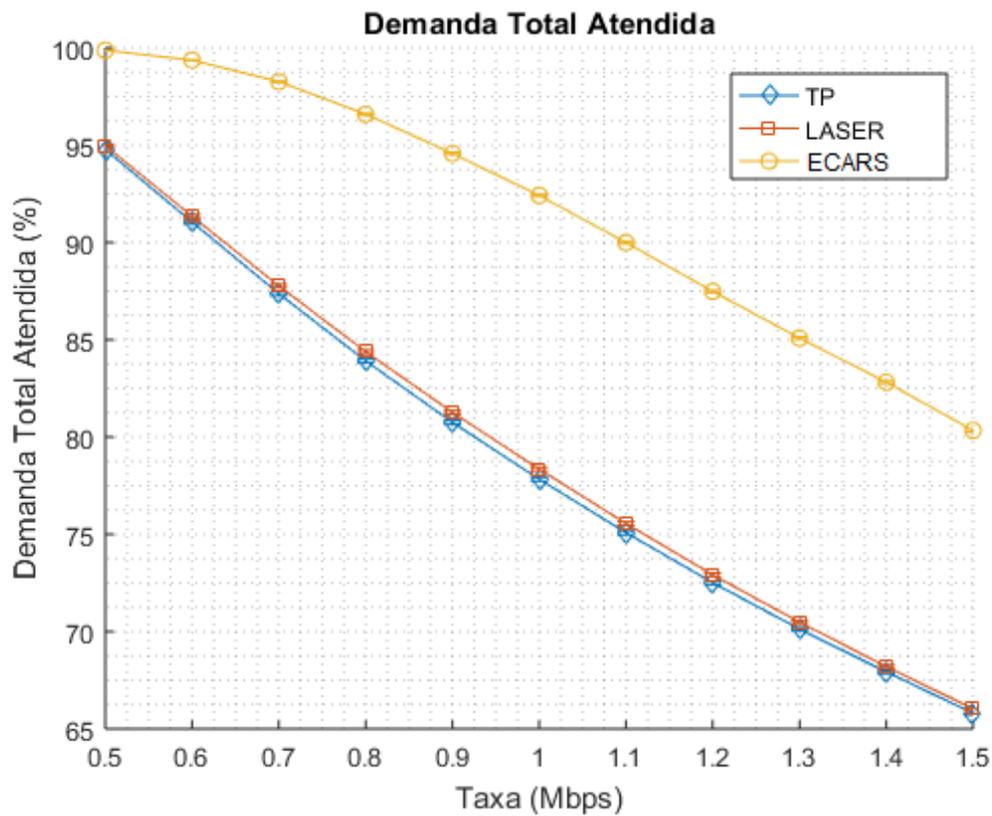
Os resultados obtidos demonstram que à medida que se aumenta o número de fontes e taxa de dados, a demanda total atendida diminui, em razão do congestionamento dos enlaces que compõem as rotas. No entanto, observa-se um melhor desempenho da demanda total atendida para a métrica ECARS em relação à métrica LASER. Para a taxa máxima de 1,5Mbps, o percentual de melhoria observado para a métrica ECARS em relação à métrica LASER foi de cerca de 14,10% para 100 fontes, 19,45% para 150 fontes e 21,67% para 200 fontes.



(a) 100 fontes.



(b) 150 fontes.



(c) 200 fontes.

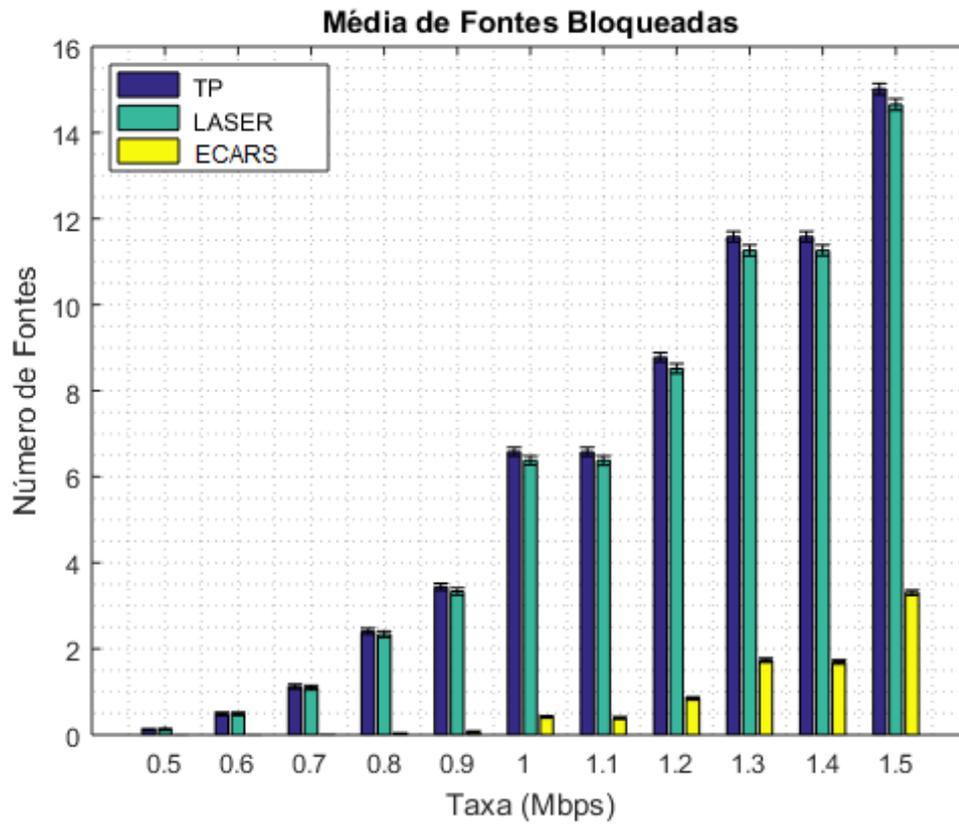
Figura 21 – Demanda Total Atendida.

Fonte – Produzido pelo Autor.

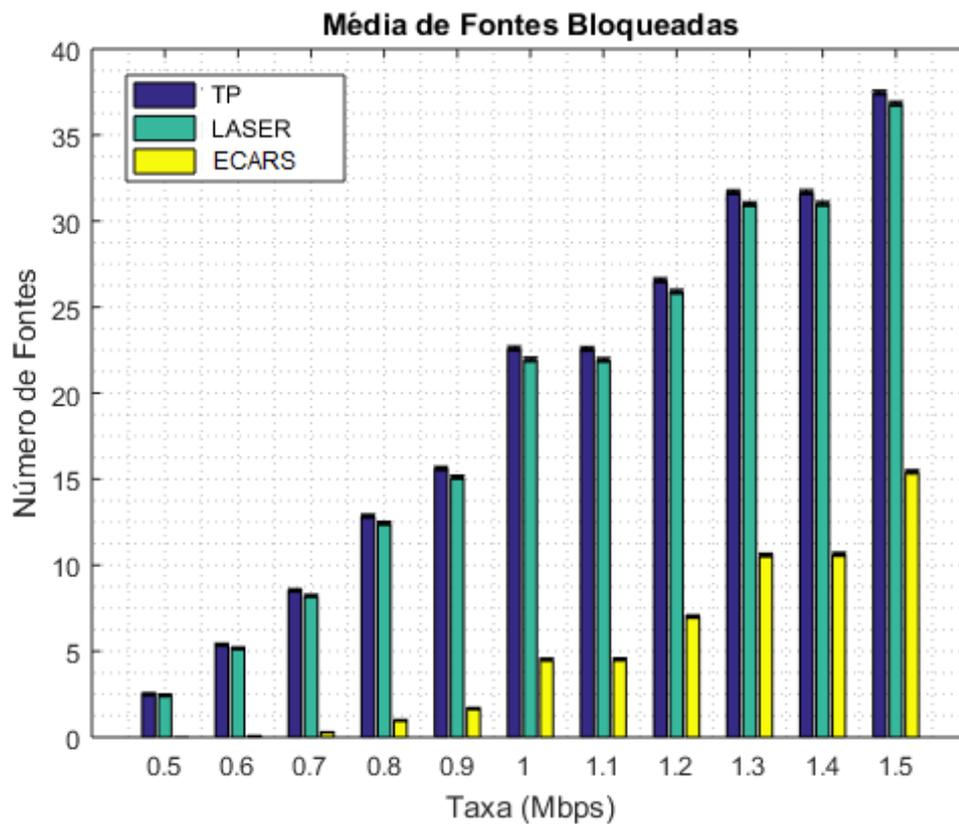
## 4.5 Fontes Bloqueadas

Para se enviar pacotes de uma origem a um determinado destino, vários satélites podem ser utilizados para compor a melhor rota para entrega desses pacotes. Em determinados casos, não é possível a entrega final destes pacotes em consequência do congestionamento de um ou mais enlaces de uma rota origem/destino estabelecida, caso em que a respectiva fonte é bloqueada.

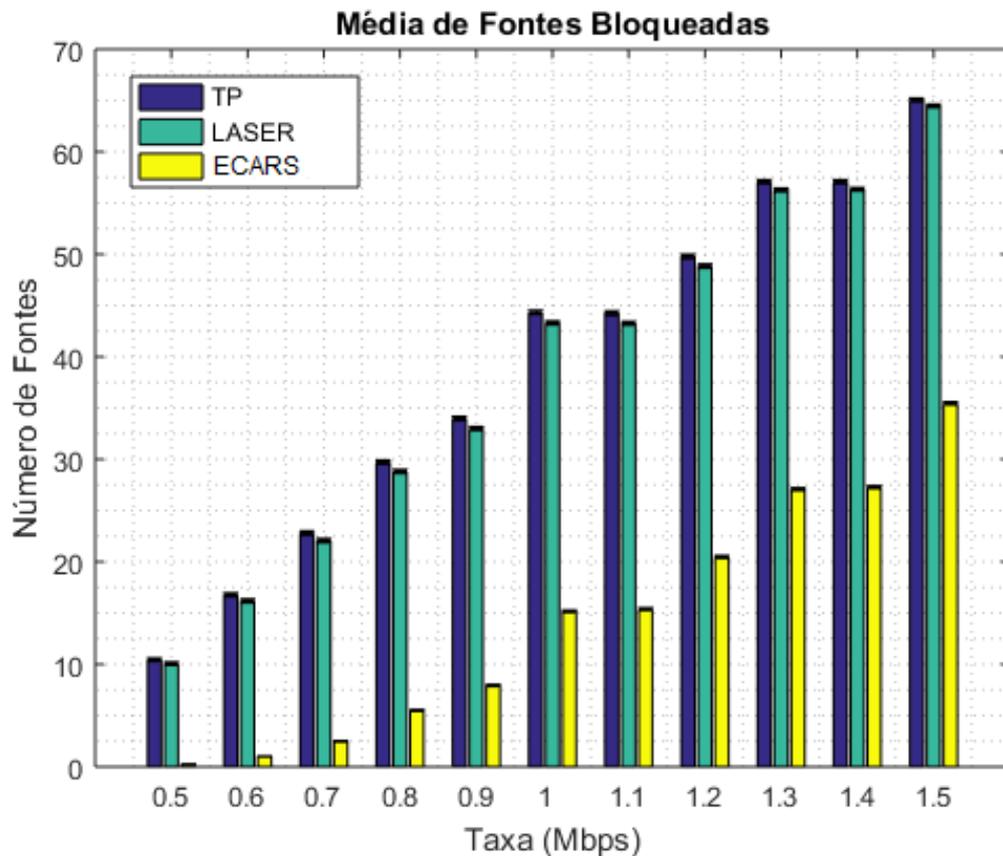
A Figura 22 ilustra a média de fontes bloqueadas, com intervalo de confiança de 95%. Como esperado para a métrica ECARS, o número de fontes bloqueadas é menor em relação às demais métricas, uma vez que nela é considerada a capacidade dos enlaces quando do estabelecimento das rotas origem/destino.



(a) 100 fontes.



(b) 150 fontes.



(c) 200 fontes.

Figura 22 – Média de fontes bloqueadas.

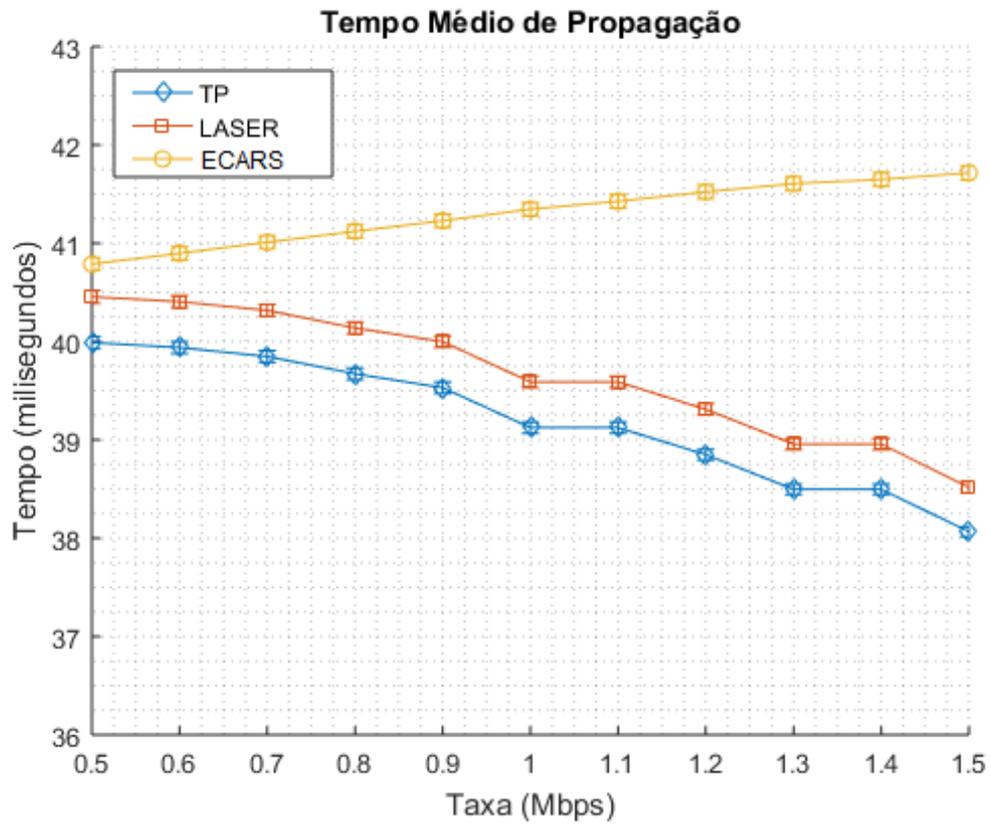
Fonte – Produzido pelo Autor.

## 4.6 Tempo de Propagação

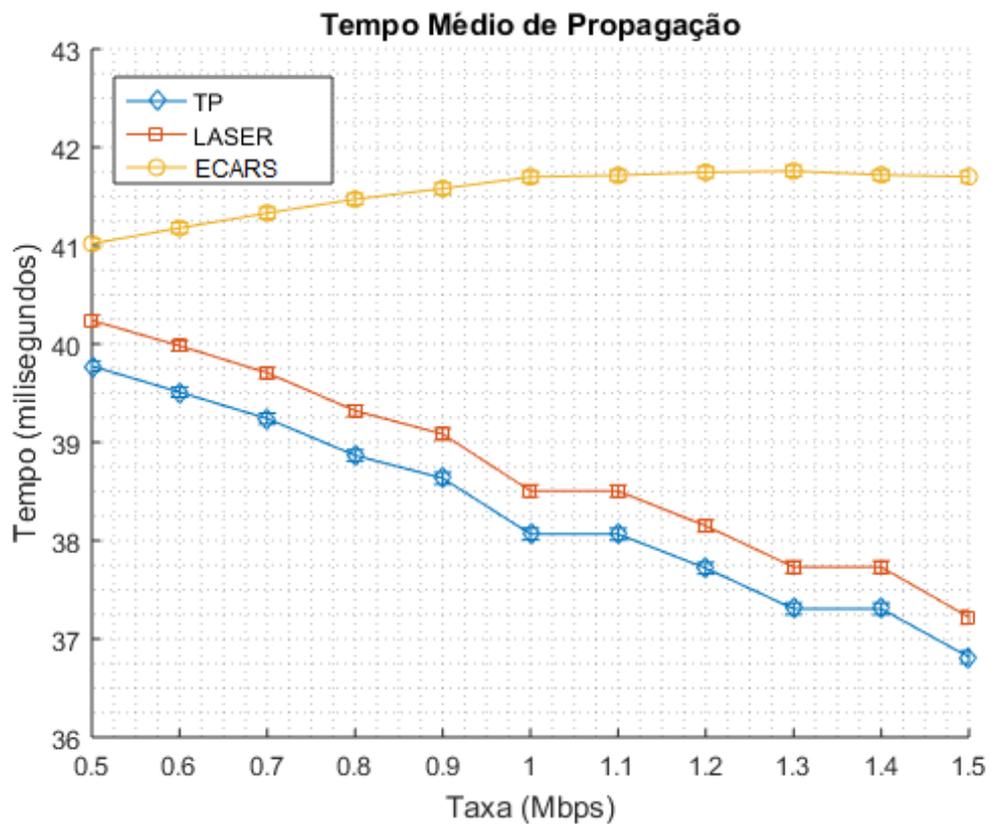
A Figura 23 ilustra o tempo médio de propagação, dado pela Equação 3.32, que representa a média do tempo demandado para entrega dos pacotes desde a origem até o destino final, com intervalo de confiança de 95%.

Como esperado para a métrica ECARS, a diminuição do número de fontes bloqueadas proporciona o estabelecimento de um número maior de rotas, contribuindo para um incremento na média do tempo de propagação.

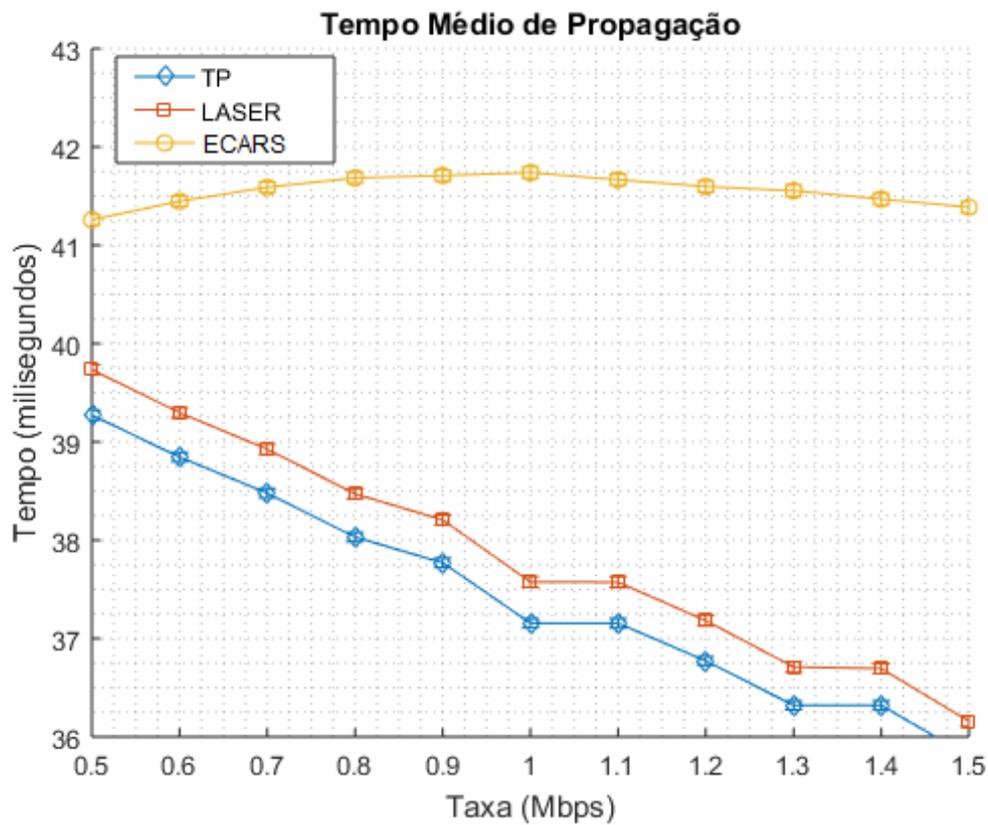
Já para as demais métricas, há um número maior de fontes bloqueadas, principalmente para as demandas entre continentes distintos, considerando a alta probabilidade de ocorrência de demandas para o mesmo continente, consoante visualiza-se na Tabela 6, o que contribui para uma diminuição da média do tempo de propagação, em razão das rotas estabelecidas.



(a) 100 fontes.



(b) 150 fontes.



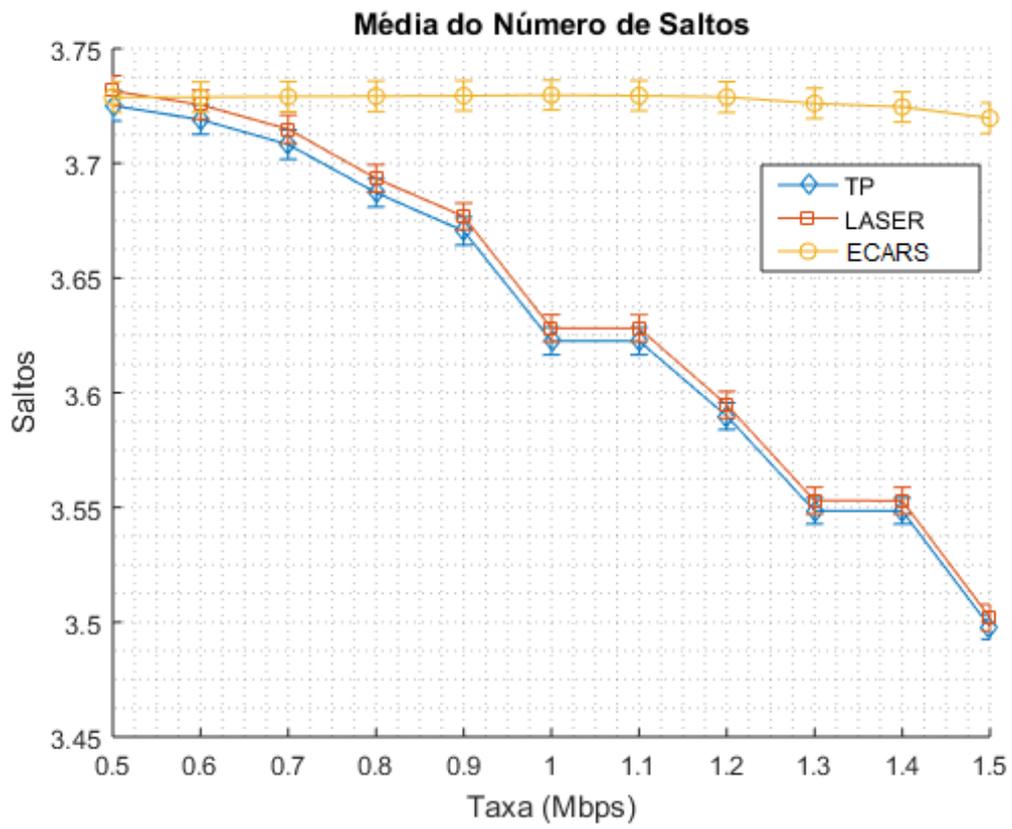
(c) 200 fontes.

Figura 23 – Tempo médio de propagação.

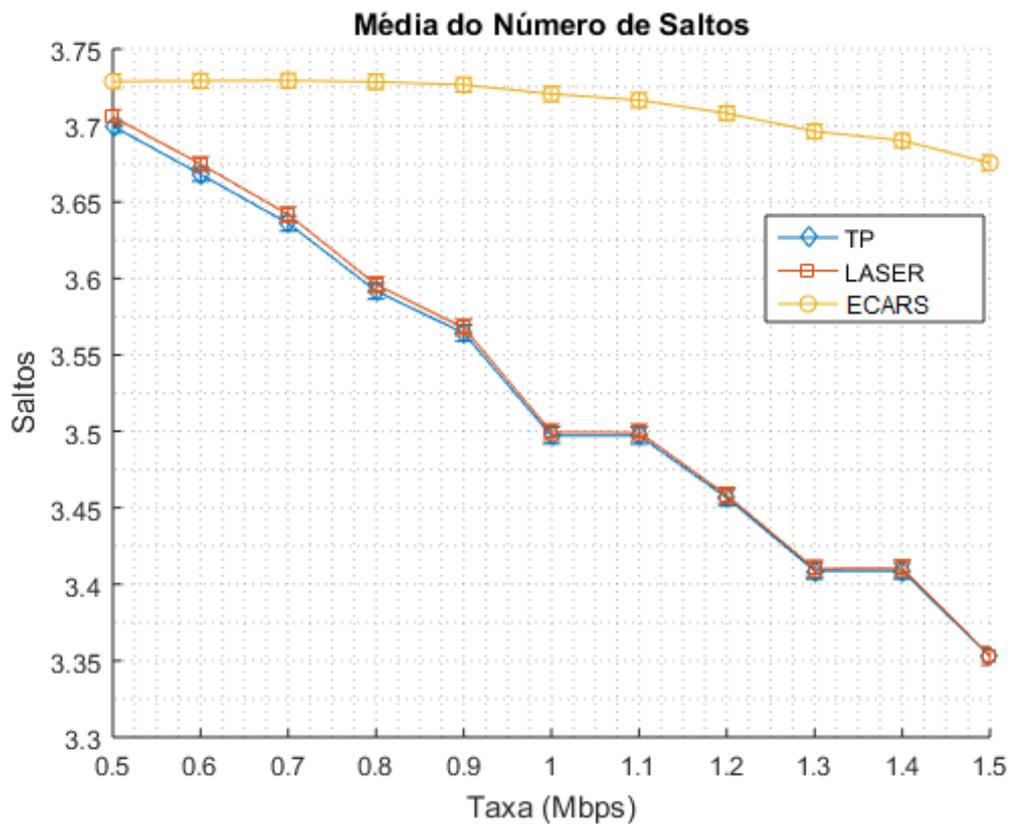
Fonte – Produzido pelo Autor.

## 4.7 Número de saltos

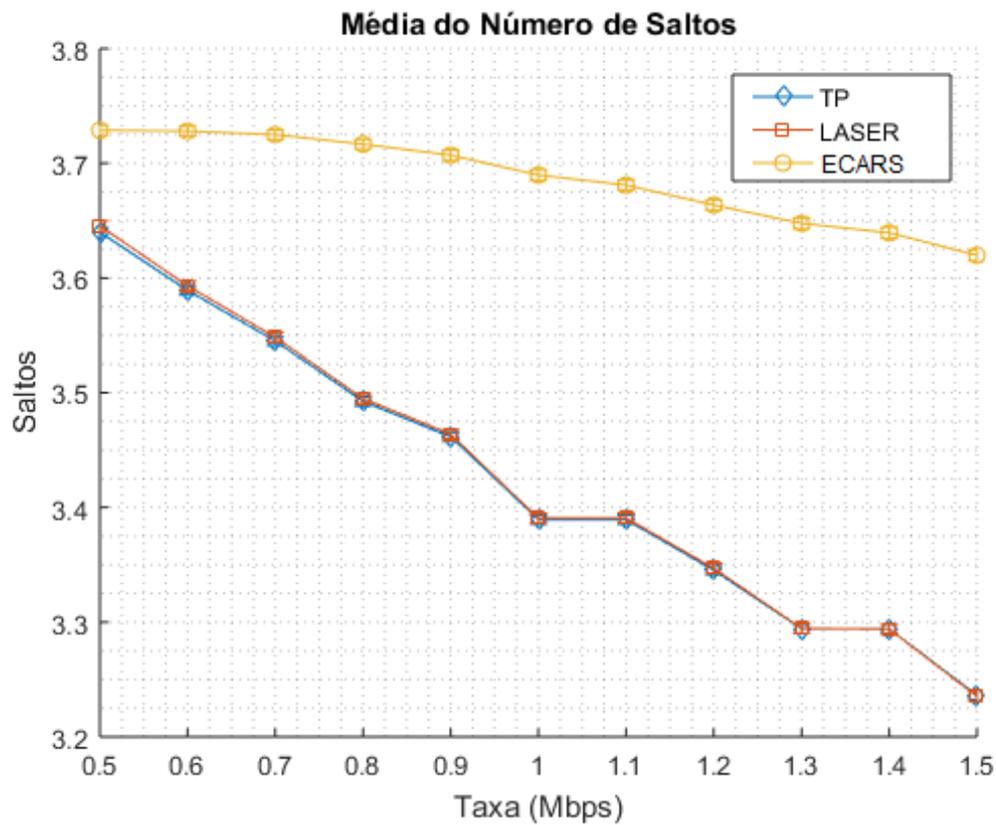
Na Figura 24, é ilustrada a média do número de saltos, com intervalo de confiança de 95%. Como esperado, o número de saltos é maior para a métrica ECARS em relação às métricas TP e LASER. Isso ocorre em razão de um maior espalhamento das rotas, à medida que a capacidade dos enlaces entre os satélites adjacentes diminui, tornando estes enlaces menos atrativos.



(a) 100 fontes.



(b) 150 fontes.



(c) 200 fontes.

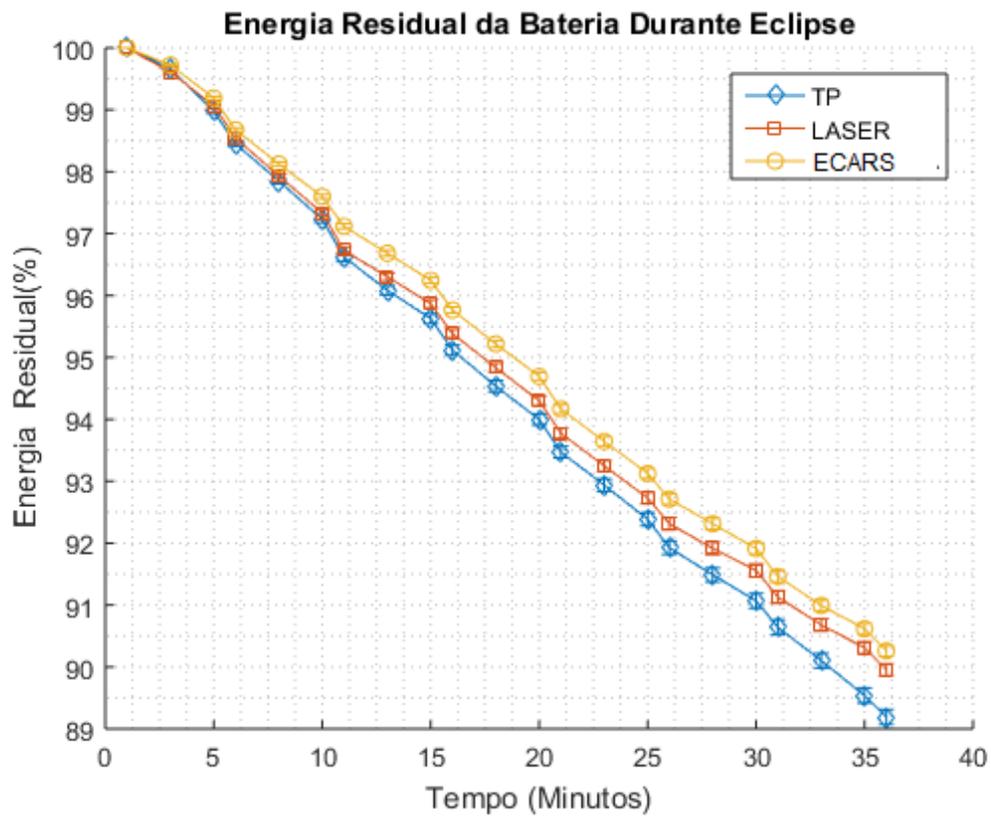
Figura 24 – Média do número de saltos.

Fonte – Produzido pelo Autor.

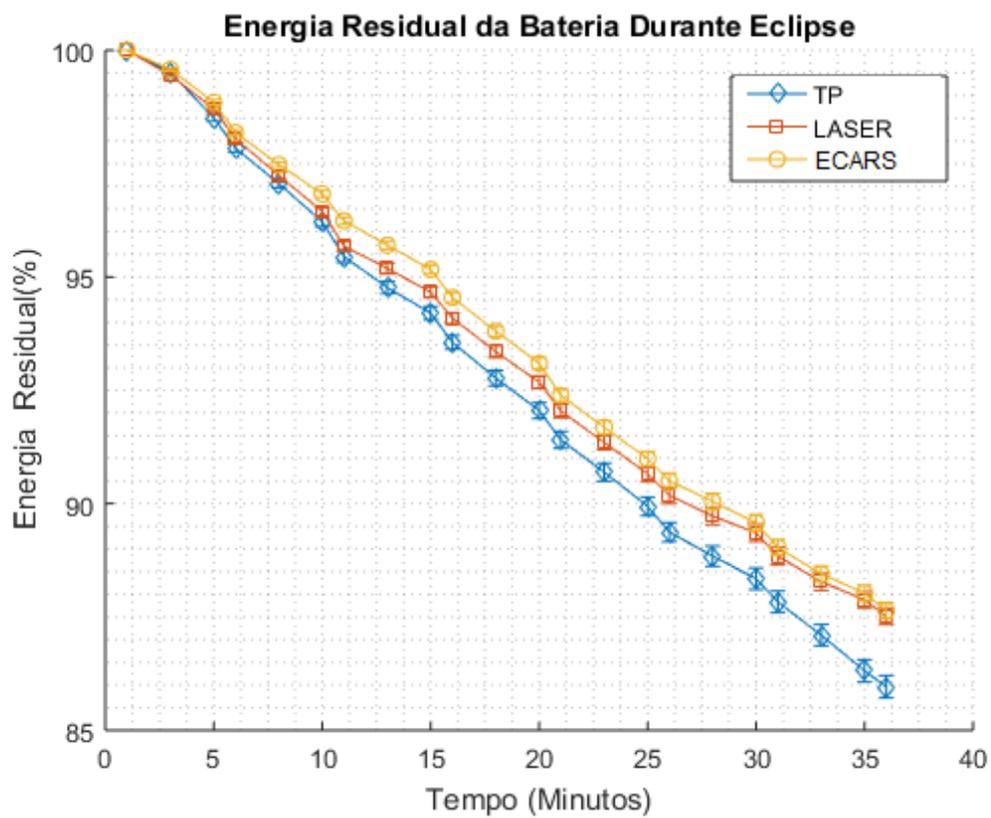
## 4.8 Energia residual da bateria durante eclipses

A Figura 25 ilustra a média da energia remanescente de um determinado satélite durante a ocorrência de eclipse, utilizando um total de 100 fontes com taxas de dados de 0.5 Mbps, 1 Mbps e 1.5 Mbps, com intervalo de confiança de 95%.

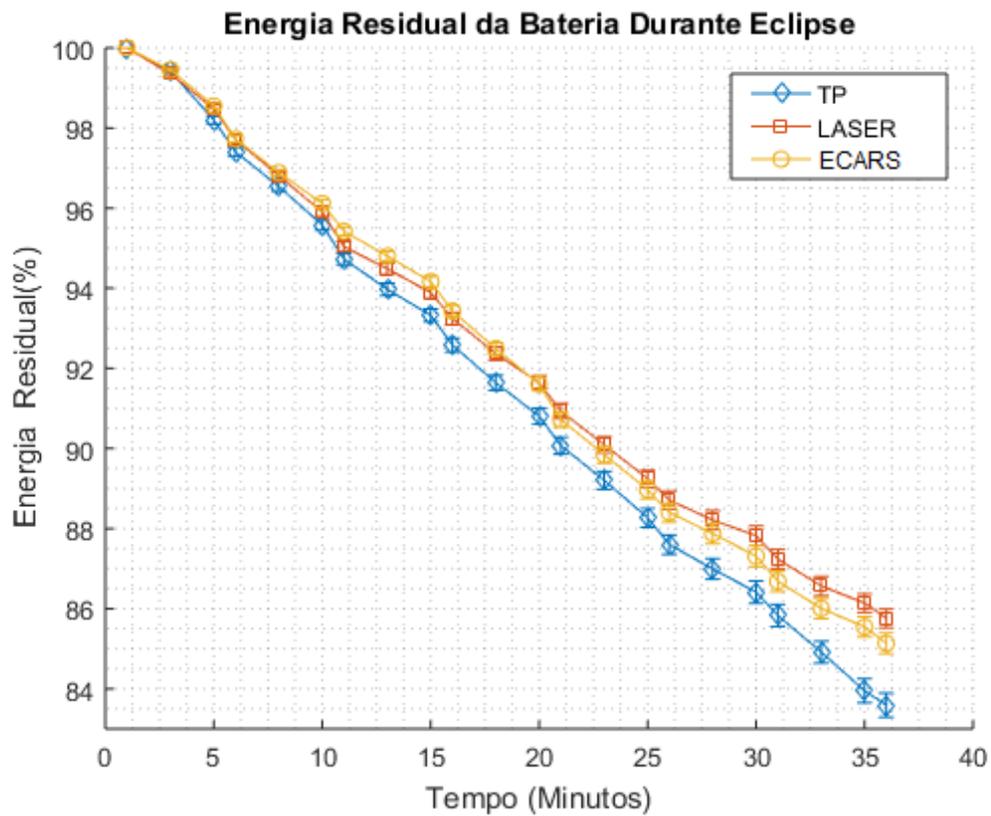
Os resultados demonstram que para a métrica ECARS, quando o tempo de exposição em eclipse e a taxa de dados são superiores a 20 minutos e 1 Mbps, respectivamente, a energia residual da bateria tende a diminuir. No entanto, a energia residual ainda é maior em relação a métrica TP apresentando maiores valores médios de atendimento total da demanda, conforme ilustrado na Figura 21.



(a) Taxa de 0,5 Mbps.



(b) Taxa de 1 Mbps.

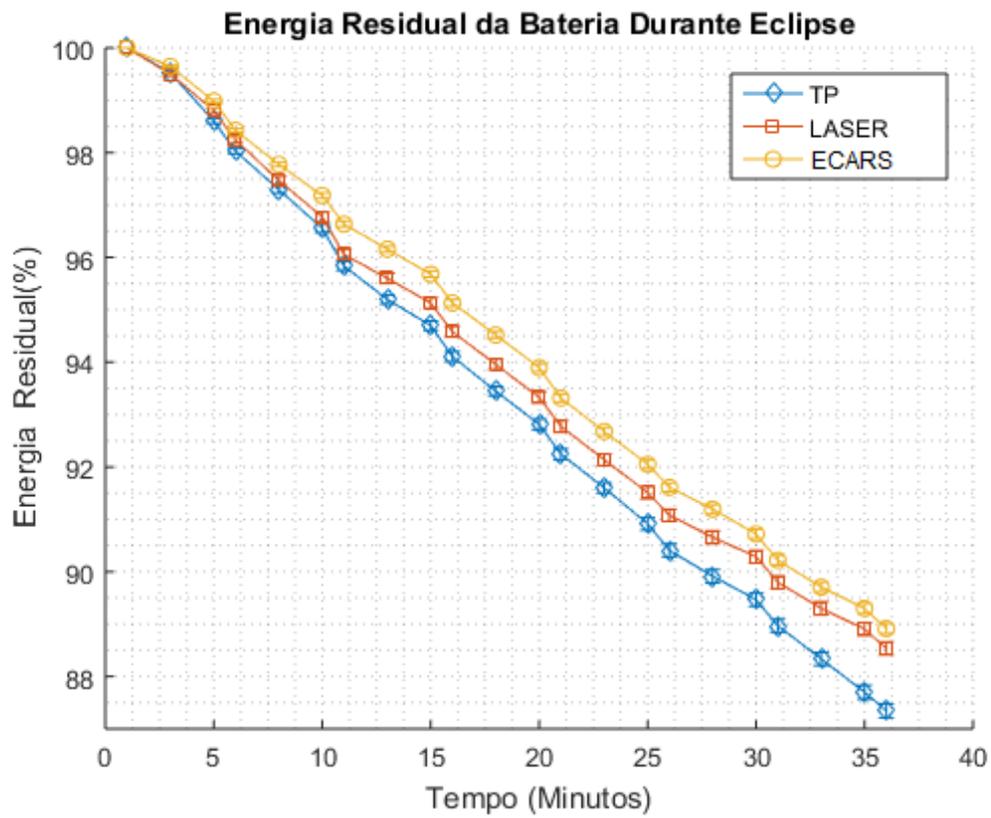


(c) Taxa de 1,5 Mbps.

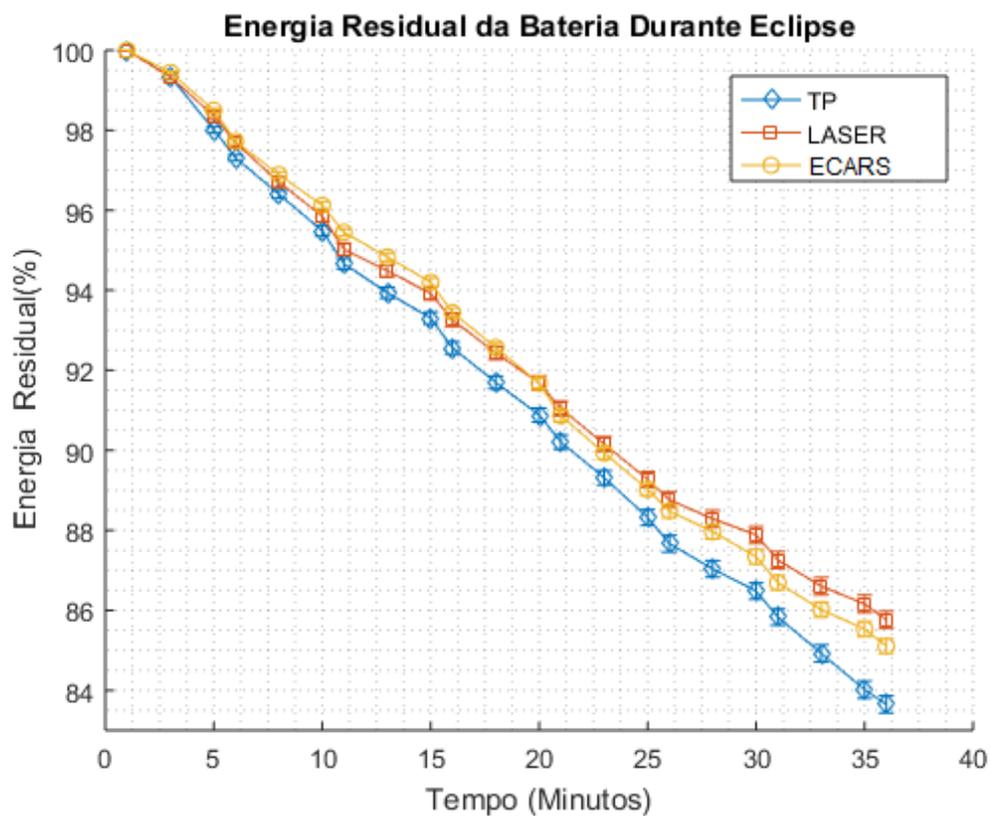
Figura 25 – Energia residual da bateria durante eclipse - 100 fontes.

Fonte – Produzido pelo Autor.

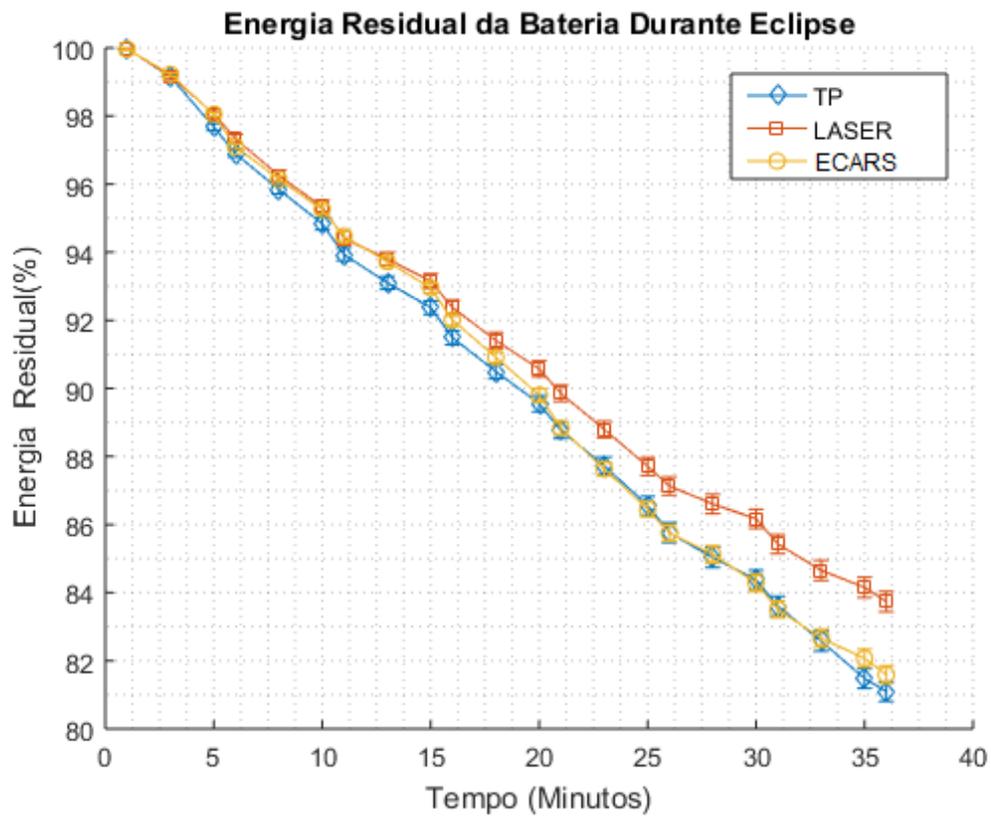
Na Figura 26 são exibidos os resultados das simulações utilizando 150 fontes. Como se pode observar, para taxa de dados de 1.5 Mbps, a média da energia residual é numericamente aproximada para as métricas ECARS e TP quando o tempo de exposição em eclipse é superior a 20 minutos. No entanto, a média da demanda total atendida é cerca de 19,45% superior para a métrica ECARS em relação a métrica TP.



(a) Taxa de 0,5 Mbps.



(b) Taxa de 1 Mbps.

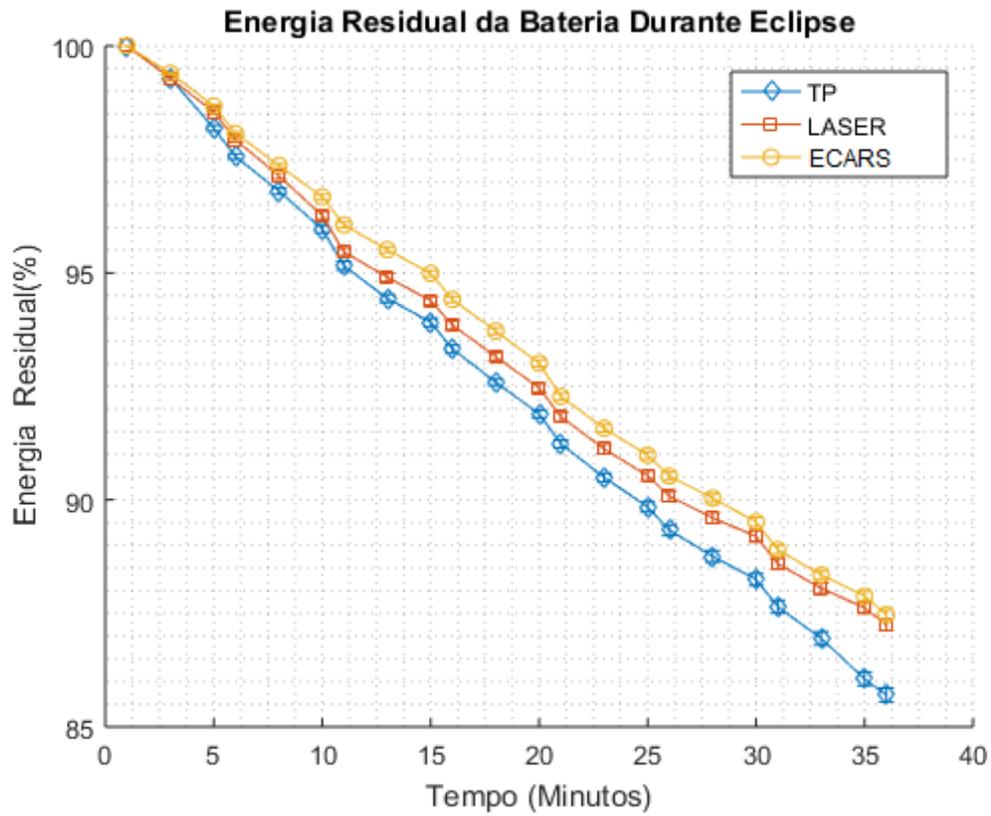


(c) Taxa de 1,5 Mbps.

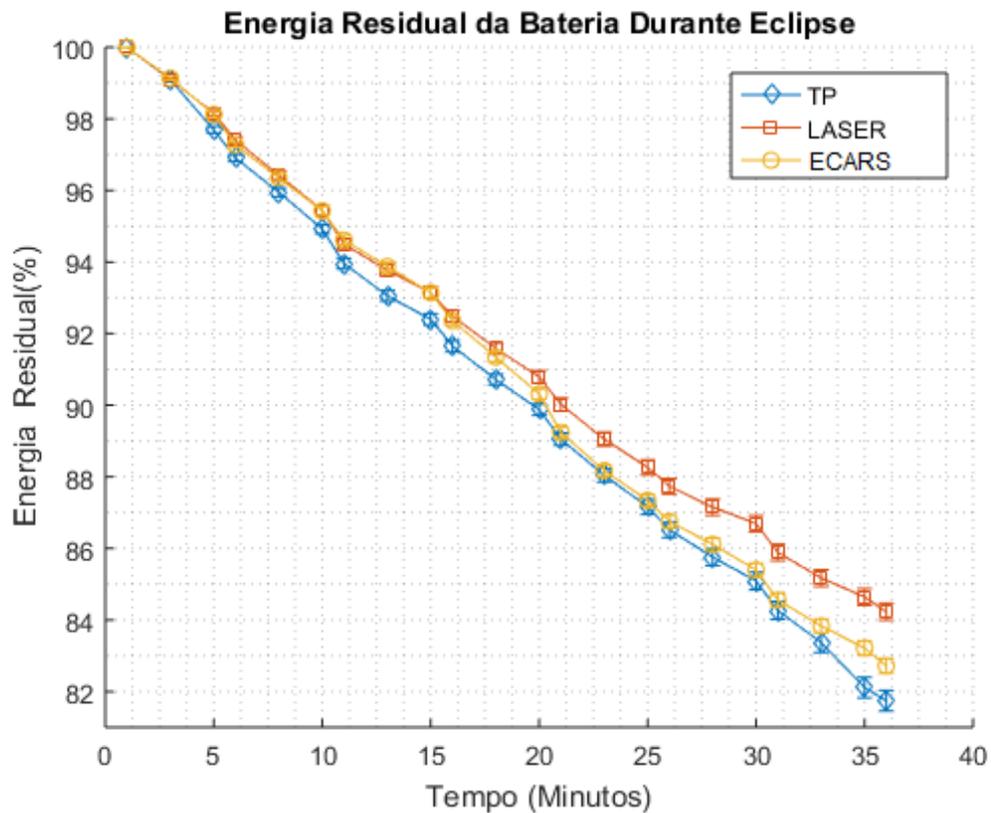
Figura 26 – Energia residual da bateria durante eclipse - 150 fontes.

Fonte – Produzido pelo Autor.

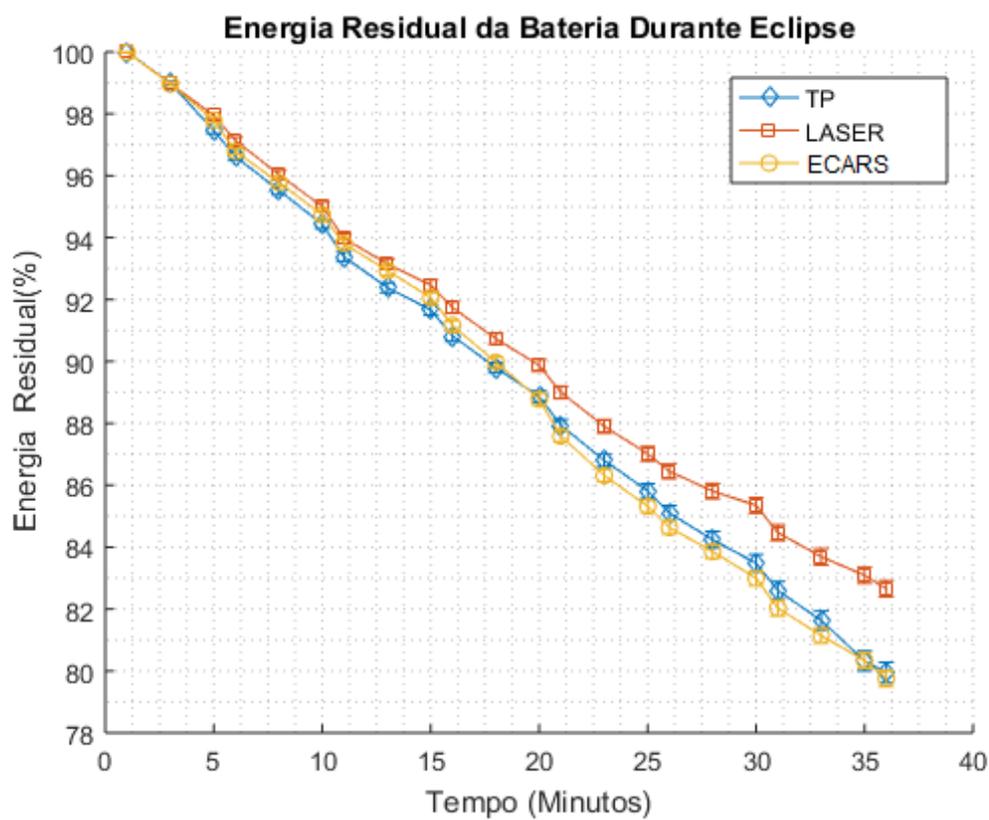
Por fim, a Figura 27 ilustra os resultados para 200 fontes. Como se pode observar, ao final de 36 minutos, para taxas de 1,5 Mbps, a energia residual é numericamente aproximada para as métricas ECARS e TP. No entanto, a média da demanda total atendida é superior em cerca de 22,08% para a métrica ECARS em relação a métrica TP. As simulações demonstraram que para um total superior a 200 fontes, ao contrário da média da demanda total atendida, a eficiência energética não é satisfatória, quando comparada a métrica ECARS com às métricas TP e LASER.



(a) Taxa de 0,5 Mbps.



(b) Taxa de 1 Mbps.



(c) Taxa de 1,5 Mbps.

Figura 27 – Energia residual da bateria durante eclipse - 200 fontes.

Fonte – Produzido pelo Autor.

## 5 Conclusões e Trabalhos Futuros

Esta dissertação teve como objetivo desenvolver uma extensão da métrica proposta por Hussein, Jakllari e Paillassa (2014), para o roteamento entre satélites de uma constelação LEO, considerando a exposição dos satélites nas áreas de eclipse e a capacidade dos enlaces, de forma que se permita melhorar os resultados, relacionado ao aumento do tráfego de dados, sem prejuízo ao consumo energético das baterias dos satélites em áreas de eclipse. Como delimitação do escopo deste trabalho, escolheu-se a constelação de satélites iridium.

Para fins de simulação, utilizou-se o *software* MATLAB. Foram realizadas 30 simulações para cenários com 100, 150 e 200 fontes e taxa CBR de 0,5 Mbps a 1,5 Mbps. Em cada simulação, foi gerada uma média a partir de 122 amostras, referente ao tempo de propagação que equivale a 2 revoluções dos satélites ao redor da Terra.

Como contribuição, os resultados demonstraram que é possível aumentar a demanda total atendida observando o consumo de energia das baterias dos satélites em eclipse. Para 100 fontes e taxa de dados de 1,5 Mbps, a métrica ECARS apresentou um aumento da demanda total atendida em cerca de 14,10% quando comparado com a métrica LASER, mantendo valores aproximados do consumo energético em ambas as métricas. Já para 200 fontes e taxa de dados de 1,5 Mbps, o aumento da demanda total atendida foi de 21,67% em relação à métrica LASER e 22,08% em relação à métrica TP, apresentando um consumo energético equivalente ao observado na métrica TP ao final do eclipse.

Em trabalhos futuros, propõe-se aplicar a métrica ECARS em uma rede de satélites híbrida composta por uma constelação de satélites de baixa e média órbitas. O objetivo principal seria investigar se é possível melhorar o consumo energético dos satélites, tornando menos atrativos os enlaces entre os satélites da baixa órbita que estejam em áreas de eclipses, desviando o tráfego para os satélites da órbita média.

# Referências

- ALI, I. et al. *Doppler Applications in LEO Satellite Communication Systems*. 1st. ed. [S.l.]: Springer Publishing Company, Incorporated, 2013. ISBN 1475783906, 9781475783902. Citado 6 vezes nas páginas 20, 23, 24, 25, 27 e 37.
- CASTELHANO, J. V. R. *Um Simulador de Trajectórias de Entrada em Atmosferas Planetárias*. Dissertação (Mestrado) — Técnico Lisboa, 2015. Disponível em: <<https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1126295043834183>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado 4 vezes nas páginas 20, 21, 24 e 37.
- CHEN, C.; EKICI, E. A routing protocol for hierarchical leo/meo satellite ip networks. *Wirel. Netw.*, Springer-Verlag New York, Inc., Secaucus, NJ, USA, v. 11, n. 4, p. 507–521, jul. 2005. ISSN 1022-0038. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1007/s11276-005-1772-1>>. Citado 5 vezes nas páginas 16, 28, 42, 43 e 44.
- DIJKSTRA, E. W. A note on two problems in connexion with graphs. *Numerische mathematik*, Springer, v. 1, n. 1, p. 269–271, 1959. Citado na página 16.
- DISMUKES, K. *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*. 2018. Disponível em: <<https://spaceflight.nasa.gov>>. Acesso em: 16 apr. 2018. Citado na página 24.
- FAN, W.-Q.; ZHANG, T. A link congestion oriented leo network routing protocol. In: IEEE. *2018 IEEE 18th International Conference on Communication Technology (ICCT)*. [S.l.], 2018. p. 46–50. Citado na página 31.
- GRODZEVICH, O.; ROMANKO, O. Normalization and other topics in multi-objective optimization. 2006. Citado na página 47.
- GUO, Z.; YAN, Z. A semi-distributed routing algorithm for leo satellite networks. *Journal of Network and Computer Applications*, 2014. Disponível em: <[https://www.researchgate.net/publication/269163967\\_A\\_Semi-Distributed\\_Routing\\_Algorithm\\_for\\_LEO\\_Satellite\\_Networks](https://www.researchgate.net/publication/269163967_A_Semi-Distributed_Routing_Algorithm_for_LEO_Satellite_Networks)>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 41.
- HUSSEIN, M.; ELAYYAN, I.; GHANEM, W. Topology-aware approach for reducing power consumption in leo satellite constellations. In: IEEE. *Advanced Communication Systems and Information Security (ACOSIS), International Conference on*. [S.l.], 2016. p. 1–5. Citado 2 vezes nas páginas 30 e 31.
- HUSSEIN, M.; JAKLLARI, G.; PAILLASSA, B. On routing for extending satellite service life in leo satellite networks. In: IEEE. *Global Communications Conference (GLOBECOM), 2014 IEEE*. [S.l.], 2014. p. 2832–2837. Citado 16 vezes nas páginas 7, 8, 14, 15, 16, 17, 18, 28, 29, 31, 32, 38, 41, 47, 49 e 66.
- HUSSEIN, M.; JAKLLARI, G.; PAILLASSA, B. Network pruning for extending satellite service life in leo satellite constellations. *Wireless Networks*, Springer, v. 23, n. 1, p. 117–129, 2017. Citado 6 vezes nas páginas 15, 30, 31, 42, 43 e 44.

- IPPOLITO, L. J.; JR, L. J. I. *Satellite communications systems engineering: atmospheric effects, satellite link design and system performance*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 19.
- KELSO, T. S. *NORAD Two-Line Element Sets Current Data*. 2018. Disponível em: <<http://www.celestrak.com>>. Acesso em: 16 apr. 2018. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 33.
- LIU, X. et al. A low-complexity probabilistic routing algorithm for polar orbits satellite constellation networks. In: IEEE. *Communications in China (ICCC), 2015 IEEE/CIC International Conference on*. [S.l.], 2015. p. 1–5. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 31.
- LONG, F. *Satellite network robust QoS-aware routing*. [S.l.]: Springer, 2014. Citado 5 vezes nas páginas 14, 17, 34, 42 e 43.
- MAHLER, W. F. C. *Estudo do posicionamento relativo de satélites dispostos em uma formação de voo poliédrica*. Dissertação (Mestrado) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 2017. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/08.01.13.27>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 23.
- MAINI, A. K.; AGRAWAL, V. *Satellite technology: principles and applications*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 27.
- MINIWATTS, M. G. *Internet Usage Statistics*. 2018. Disponível em: <<https://www.internetworldstats.com>>. Acesso em: 16 apr. 2018. Citado na página 44.
- MONTENBRUCK, E. G. O. *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*. [S.l.]: Springer, 2005. ISBN 354067280X,9783540672807. Citado na página 20.
- NGUYEN, H. N. *Routing and Quality-of-Service in Broadband Leo Satellite Networks*. Norwell, MA, USA: Kluwer Academic Publishers, 2002. ISBN 1402073135. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 32.
- ORTIZLONGO, C. *Method for the calculation of spacecraft umbra and penumbra shadow terminator points*. [S.l.: s.n.], 1995. Citado 7 vezes nas páginas 34, 35, 37, 38, 39, 40 e 41.
- PEDERSON, A. et al. Visualization of astrodynamics and attitude concepts for education. 2003. Disponível em: <<https://www.agi.com/resources/white-papers/visualization-of-basic-astrodynamics-and-attitude>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado na página 16.
- PRADO, A. F. B. d. A.; KUGA, H. K. (Ed.). *Fundamentos de tecnologia espacial*. São José dos Campos: INPE, 2001. 220 p. ISBN 85-17-00004-8. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/marciana/2004/10.01.14.35>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 23.
- SCHWIEGER, F. *Orbit Determination for UWE-4 based on Magnetometer and Sun Sensor Data using Equinoctial Orbital Elements*. Dissertação (Mestrado) — Lulea University of Technology & Julius-Maximilians-Universität at Würzburg, 2016. Disponível em: <<http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1067017/>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado na página 25.

- SIDIBEH, K. *Adaptation of the IEEE 802.11 protocol for inter-satellite links in LEO satellite networks*. Tese (Doutorado) — University of Surrey, 2008. Disponível em: <<http://epubs.surrey.ac.uk/792189/1>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado 3 vezes nas páginas 27, 28 e 41.
- SOUZA, A. L. G. d. *Sistema de apontamento de antena para estação de comunicação com satélites*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília - UnB, 2013. Disponível em: <<http://repositorio.unb.br/bitstream/10482/13847/1/>>. Acesso em: 16 jan. 2018. Citado na página 21.
- SUN, Z. *Satellite Networking: Principles and Protocols*. 2nd. ed. [S.l.]: Wiley Publishing, 2014. ISBN 1118351606, 9781118351604. Citado na página 22.
- TANG, Z. et al. Improving the snapshot routing performance through reassigning the inter-satellite links. In: IEEE. *Computer Communications Workshops (INFOCOM WKSHPS), 2015 IEEE Conference on*. [S.l.], 2015. p. 97–98. Citado 3 vezes nas páginas 29, 31 e 46.
- YANG, Y. et al. Towards energy-efficient routing in satellite networks. *IEEE Journal on Selected Areas in Communications*, IEEE, v. 34, n. 12, p. 3869–3886, 2016. Citado 4 vezes nas páginas 17, 30, 31 e 44.
- ZHOU, D. et al. Lifetime maximization routing with guaranteed congestion level for energy-constrained leo satellite networks. In: IEEE. *Vehicular Technology Conference (VTC Spring), 2016 IEEE 83rd*. [S.l.], 2016. p. 1–5. Citado 4 vezes nas páginas 30, 31, 45 e 46.

# Anexos

# ANEXO A – Ficheiros TLE

IRIDIUM 21 [+]

1 25778U 99032B 18106.47190576 -.00000036 00000-0 -20060-4 0 9990  
2 25778 86.3921 97.2362 0002146 87.8413 272.3028 14.34215205991586

IRIDIUM 72 [+]

1 25343U 98032B 18106.47824485 -.00000030 00000-0 -17606-4 0 9996  
2 25343 86.3921 97.1288 0002280 85.0675 275.0781 14.34215280 42574

IRIDIUM 75 [+]

1 25346U 98032E 18106.41482446 -.00000025 00000-0 -16121-4 0 9995  
2 25346 86.3923 97.4186 0002267 85.3132 274.8323 14.34215160 43134

IRIDIUM 70 [+]

1 25342U 98032A 18106.49093456 -.00000033 00000-0 -18784-4 0 9994  
2 25342 86.3926 97.5320 0002369 86.8712 273.2755 14.34215206 42577

IRIDIUM 62 [+]

1 25285U 98021A 18106.42751153 -.00000037 00000-0 -20139-4 0 9997  
2 25285 86.3921 97.1921 0002345 86.3922 273.7542 14.34214973 48488

IRIDIUM 14 [+]

1 25777U 99032A 18106.43385193 -.00000025 00000-0 -15991-4 0 9991  
2 25777 86.3922 97.2373 0002365 85.5444 274.6022 14.34215018998140

IRIDIUM 64 [+]

1 25287U 98021C 18106.44019929 -.00000027 00000-0 -16816-4 0 9995  
2 25287 86.3922 97.2323 0002136 81.4384 278.7054 14.34214829 48465

IRIDIUM 65 [+]

1 25288U 98021D 18106.44654055 -.00000044 00000-0 -22816-4 0 9997  
2 25288 86.3920 97.1275 0002358 84.4180 275.7284 14.34214981 48485

IRIDIUM 66 [+]

1 25289U 98021E 18106.45288106 -.00000038 00000-0 -20467-4 0 9992  
2 25289 86.3919 97.0255 0002310 85.8572 274.2888 14.34214926 48471

IRIDIUM 67 [+]

1 25290U 98021F 18106.45922792 -.00000032 00000-0 -18545-4 0 9998  
2 25290 86.3921 97.1639 0002265 85.2402 274.9052 14.34214846 48491

IRIDIUM 68 [+]

1 25291U 98021G 18106.46556963 -.00000038 00000-0 -20519-4 0 9993  
2 25291 86.3922 97.2858 0002249 83.5204 276.6248 14.34214875 48476

IRIDIUM 134 [+]

1 43075U 17083F 18106.61503182 .00000099 00000-0 28360-4 0 9991

2 43075 86.3944 128.8611 0002223 82.2901 277.8547 14.34217211 16466  
IRIDIUM 141 [+]  
1 43077U 17083H 18106.55160935 .00000090 00000-0 25236-4 0 9991  
2 43077 86.3941 128.9203 0002543 95.3155 264.8331 14.34216814 16526  
IRIDIUM 137 [+]  
1 43076U 17083G 18106.55795441 .00000082 00000-0 22203-4 0 9998  
2 43076 86.3945 128.9244 0002435 107.1140 253.0323 14.34218629 16527  
IRIDIUM 116 [+]  
1 43072U 17083C 18106.56429263 .00000094 00000-0 26489-4 0 9994  
2 43072 86.3940 128.9278 0002260 101.7601 258.3849 14.34217805 16529  
IRIDIUM 135 [+]  
1 43070U 17083A 18106.57063984 .00000089 00000-0 24655-4 0 9994  
2 43070 86.3942 128.9040 0001676 93.7903 266.3484 14.34217558 16508  
IRIDIUM 151 [+]  
1 43074U 17083E 18106.50721796 .00000081 00000-0 21975-4 0 9997  
2 43074 86.3943 128.9405 0002351 104.0620 256.0837 14.34217723 16480  
IRIDIUM 120 [+]  
1 42805U 17039C 18106.44376812 .00000066 00000-0 16499-4 0 9995  
2 42805 86.3936 129.0919 0002812 79.5706 280.5807 14.34218281 43511  
IRIDIUM 113 [+]  
1 42803U 17039A 18106.51989353 .00000085 00000-0 23431-4 0 9996  
2 42803 86.3948 128.8913 0002766 83.0624 277.0887 14.34216965 43538  
IRIDIUM 138 [+]  
1 43071U 17083B 18106.52624197 .00000092 00000-0 25769-4 0 9990  
2 43071 86.3931 128.9217 0002510 90.1479 270.0004 14.34218390 16482  
IRIDIUM 130 [+]  
1 43073U 17083D 18106.60235803 .00000084 00000-0 23084-4 0 9992  
2 43073 86.3950 128.8935 0002454 92.5524 267.5952 14.34217814 16477  
IRIDIUM 131 [+]  
1 43079U 17083K 18106.60870315 .00000090 00000-0 25228-4 0 9990  
2 43079 86.3947 128.8830 0002450 87.9822 272.1654 14.34217743 16469  
IRIDIUM 117 [+]  
1 42808U 17039F 18106.61212256 .00000094 00000-0 26417-4 0 9990  
2 42808 86.3993 160.4355 0002477 75.6007 284.5464 14.34217580 42331  
IRIDIUM 95 [+]  
1 27375U 02005D 18106.61841374 .00000108 00000-0 31661-4 0 9991  
2 27375 86.3982 160.4035 0002447 114.0002 246.1450 14.34219684854377  
IRIDIUM 45 [+]  
1 25104U 97082A 18106.55498898 .00000120 00000-0 35934-4 0 9991

2 25104 86.3980 160.4504 0002791 80.2575 279.8936 14.34219863 63592  
IRIDIUM 123 [+]  
1 42804U 17039B 18106.56137639 .00000090 00000-0 25052-4 0 9991  
2 42804 86.3995 160.4632 0002575 94.8280 265.3210 14.34218199 42302  
IRIDIUM 126 [+]  
1 42809U 17039G 18106.56773512 .00000091 00000-0 25350-4 0 9994  
2 42809 86.3995 160.4590 0002433 92.1536 267.9939 14.34217658 42314  
IRIDIUM 32 [+]  
1 24945U 97051B 18106.57401622 .00000117 00000-0 34863-4 0 9996  
2 24945 86.3981 160.3237 0002436 97.1462 263.0011 14.34219717 77902  
IRIDIUM 91 [+]  
1 27372U 02005A 18106.51059247 .00000120 00000-0 35855-4 0 9990  
2 27372 86.3986 160.4381 0002727 100.6055 259.5448 14.34220649855102  
IRIDIUM 121 [+]  
1 42812U 17039K 18106.51697423 .00000085 00000-0 23400-4 0 9996  
2 42812 86.3996 160.4921 0002501 92.9712 267.1770 14.34216453 42291  
IRIDIUM 118 [+]  
1 42807U 17039E 18106.52331828 .00000090 00000-0 25183-4 0 9991  
2 42807 86.3995 160.4890 0002499 105.1885 254.9587 14.34218834 42300  
IRIDIUM 59 [+]  
1 25275U 98019D 18106.59938344 .00000127 00000-0 38134-4 0 9992  
2 25275 86.3984 160.5836 0002360 98.3352 261.8111 14.34220235 49639  
IRIDIUM 60 [+]  
1 25276U 98019E 18106.60572930 .00000122 00000-0 36607-4 0 9998  
2 25276 86.3978 160.1889 0002428 94.7409 265.4064 14.34220817 49346  
IRIDIUM 119 [+]  
1 42959U 17061E 18106.61554366 .00000084 00000-0 22756-4 0 9994  
2 42959 86.4032 192.0061 0002909 94.6287 265.5241 14.34216223 27179  
IRIDIUM 122 [+]  
1 42957U 17061C 18106.55212567 .00000086 00000-0 23590-4 0 9998  
2 42957 86.4030 192.0172 0003232 86.6062 273.5504 14.34217021 27134  
IRIDIUM 128 [+]  
1 42811U 17039J 18106.41893093 .00000096 00000-0 27112-4 0 9991  
2 42811 86.4031 192.0397 0003451 86.5749 273.5842 14.34216640 42315  
IRIDIUM 107 [+]  
1 42960U 17061F 18106.28571810 .00000085 00000-0 23147-4 0 9998  
2 42960 86.4032 192.1463 0002367 91.9830 268.1636 14.34219607 27143  
IRIDIUM 132 [+]  
1 42961U 17061G 18106.29206217 .00000029 00000-0 34514-5 0 9995

2 42961 86.4031 192.1387 0002361 82.3933 277.7530 14.34215871 27137  
IRIDIUM 129 [+]  
1 42958U 17061D 18106.36819020 .00000085 00000-0 23172-4 0 9990  
2 42958 86.4031 192.1282 0002905 91.2977 268.8552 14.34217971 27125  
IRIDIUM 7 [+]  
1 24793U 97020B 18106.51036350 .00000087 00000-0 24081-4 0 9996  
2 24793 86.4025 192.2045 0002259 97.7792 262.3660 14.34250723 96678  
IRIDIUM 133 [+]  
1 42955U 17061A 18106.31110771 .00000083 00000-0 22607-4 0 9999  
2 42955 86.4031 192.1332 0003014 92.6056 267.5485 14.34221390 27090  
IRIDIUM 125 [+]  
1 42964U 17061K 18106.31744320 .00000084 00000-0 22980-4 0 9997  
2 42964 86.4035 192.1473 0002377 91.8398 268.3070 14.34218527 27177  
IRIDIUM 136 [+]  
1 42962U 17061H 18106.60287079 .00000092 00000-0 25660-4 0 9997  
2 42962 86.4031 192.0075 0002857 98.7792 261.3727 14.34223276 27196  
IRIDIUM 139 [+]  
1 42963U 17061J 18106.60920142 .00000093 00000-0 26164-4 0 9994  
2 42963 86.4034 192.0181 0002478 91.0194 269.1286 14.34219230 27202  
IRIDIUM 50 [+]  
1 25172U 98010D 18106.61264192 .00000137 00000-0 41838-4 0 9991  
2 25172 86.4002 223.5035 0002150 99.9362 260.2077 14.34216827 54972  
IRIDIUM 56 [+]  
1 25170U 98010B 18106.54918051 .00000195 00000-0 62616-4 0 9992  
2 25170 86.4017 223.6733 0002349 95.6658 264.4805 14.34218592 55161  
IRIDIUM 52 [+]  
1 25169U 98010A 18106.41601240 .00000140 00000-0 42771-4 0 9995  
2 25169 86.4002 223.6084 0002124 96.5420 263.6017 14.34216771 55242  
IRIDIUM 53 [+]  
1 25173U 98010E 18106.42236634 .00000130 00000-0 39411-4 0 9998  
2 25173 86.4002 223.5905 0002129 96.9735 263.1703 14.34216435 55239  
IRIDIUM 84 [+]  
1 25530U 98066D 18106.42867227 .00000183 00000-0 58464-4 0 9991  
2 25530 86.3994 223.1494 0002193 99.4654 260.6789 14.34214747 20460  
IRIDIUM 10 [+]  
1 24839U 97030D 18106.36524740 .00000151 00000-0 46989-4 0 9999  
2 24839 86.3997 223.2959 0002138 98.2421 261.9018 14.34217765 90413  
IRIDIUM 54 [+]  
1 25171U 98010C 18106.37159444 .00000140 00000-0 42995-4 0 9995

2 25171 86.4002 223.6492 0002174 95.8644 264.2799 14.34217795 55389  
IRIDIUM 105 [+]  
1 41921U 17003E 18106.37796542 .00000074 00000-0 19366-4 0 9997  
2 41921 86.4016 223.6049 0002446 55.1689 304.9737 14.34216481 67460  
IRIDIUM 108 [+]  
1 41924U 17003H 18106.38429490 .00000070 00000-0 17911-4 0 9996  
2 41924 86.4010 223.6767 0001808 84.8122 275.3280 14.34217083 67458  
IRIDIUM 83 [+]  
1 25531U 98066E 18106.39068000 .00000129 00000-0 39027-4 0 9994  
2 25531 86.3997 223.3031 0002146 97.5513 262.5927 14.34213018 17814  
IRIDIUM 86 [+]  
1 25528U 98066B 18106.39698609 .00000136 00000-0 41462-4 0 9998  
2 25528 86.3993 222.9931 0003073 88.0523 272.1025 14.34216003 22826  
IRIDIUM 102 [+]  
1 41920U 17003D 18106.47651701 .00000061 00000-0 14609-4 0 9995  
2 41920 86.3959 255.2009 0002343 97.8492 262.2970 14.34216526 65623  
IRIDIUM 112 [+]  
1 41925U 17003J 18106.48283088 .00000062 00000-0 14983-4 0 9996  
2 41925 86.3956 255.1706 0001962 109.7022 250.4385 14.34214440 65640  
IRIDIUM 104 [+]  
1 41922U 17003F 18106.48920859 .00000055 00000-0 12666-4 0 9995  
2 41922 86.3960 255.1922 0002181 79.5214 280.6228 14.34217426 65618  
IRIDIUM 114 [+]  
1 41923U 17003G 18106.49551029 .00000082 00000-0 22295-4 0 9995  
2 41923 86.3960 255.1814 0001773 91.4515 268.6884 14.34216911 65614  
IRIDIUM 103 [+]  
1 41918U 17003B 18106.50186898 .00000074 00000-0 19458-4 0 9997  
2 41918 86.3959 255.1921 0002775 88.5250 271.6263 14.34214620 65587  
IRIDIUM 109 [+]  
1 41919U 17003C 18106.50820342 .00000083 00000-0 22505-4 0 9994  
2 41919 86.3960 255.1996 0002253 91.7517 268.3937 14.34214869 65569  
IRIDIUM 106 [+]  
1 41917U 17003A 18106.51454135 .00000060 00000-0 14441-4 0 9991  
2 41917 86.3961 255.2772 0001925 78.4993 281.6419 14.34214259 65551  
IRIDIUM 80 [+]  
1 25469U 98051C 18106.46217638 .00000006 00000-0 -50864-5 0 9997  
2 25469 86.3946 255.2773 0002161 73.7839 343.6697 14.34212204 26304  
IRIDIUM 98 [+]  
1 27451U 02031B 18106.45742189 .00000016 00000-0 -14225-5 0 9998

2 27451 86.3939 255.3551 0002445 85.8507 274.2968 14.34211854834773

IRIDIUM 41 [+]

1 25040U 97069B 18106.46376750 .00000008 00000-0 -41949-5 0 9997

2 25040 86.3946 255.1445 0002208 87.7727 272.3721 14.34211797 69788

IRIDIUM 111 [+]

1 41926U 17003K 18106.47016588 .00000054 00000-0 12294-4 0 9999

2 41926 86.3958 255.1821 0002509 84.3685 275.7797 14.34216710 65663