



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CAMPUS DE QUIXADÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM COMPUTAÇÃO
MESTRADO ACADÊMICO EM COMPUTAÇÃO

ISAAC RAHEL MARTIM OLIVEIRA

LAVIE - UMA ARQUITETURA HÍBRIDA LEO-GEO PARA A INTERNET
INTERPLANETÁRIA

QUIXADÁ

2020

ISAAC RAHEL MARTIM OLIVEIRA

LAVIE - UMA ARQUITETURA HÍBRIDA LEO-GEO PARA A INTERNET
INTERPLANETÁRIA

Dissertação apresentada ao Curso de Mestrado Acadêmico em Computação do Programa de Pós-Graduação em Computação do Campus de Quixadá da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de mestre em computação. Área de Concentração: Ciência da Computação

Orientador: Prof. Dr. Arthur de Castro Callado

QUIXADÁ

2020

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Biblioteca Universitária

Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

- O471 Oliveira, Isaac Rahel Martim.
LAVIE : Uma arquitetura híbrida LEO-GEO para a Internet interplanetária. / Isaac Rahel Martim Oliveira. – 2020.
117 f. : il. color.
- Dissertação (mestrado) – Universidade Federal do Ceará, Campus de Quixadá, Programa de Pós-Graduação em Computação, Quixadá, 2020.
Orientação: Prof. Dr. Arthur de Castro Callado.
1. Internet Interplanetária. 2. Arquitetura de redes de computadores. 3. Desempenho - Análise. 4. Constelação de satélites. I. Título.

CDD 005

ISAAC RAHEL MARTIM OLIVEIRA

LAVIE - UMA ARQUITETURA HÍBRIDA LEO-GEO PARA A INTERNET
INTERPLANETÁRIA

Dissertação apresentada ao Curso de Mestrado Acadêmico em Computação do Programa de Pós-Graduação em Computação do Campus de Quixadá da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de mestre em computação. Área de Concentração: Ciência da Computação

Aprovada em: __/__/____.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Arthur de Castro Callado (Orientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Profa. Dra. Paulyne Matthews Juca
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Djamel Fawzi Hadj-Sadok
Universidade Federal de Pernambuco (UFPE)

Prof. Dr. Gabriel Antoine Louis Paillard
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Dedico esta pesquisa de mestrado à minha minha
companheira de vida Lavinia cuja presença foi
repleta de ensinamentos, compreensão e amor.
Sou grato que foi capaz de suportar todos os mo-
mentos de estresse durante o processo e sempre
me apoiar mesmo assim. Com muita gratidão no
coração por fazer parte da minha vida. Te amo.

AGRADECIMENTOS

O caminho que percorri nestes dois anos foi onusto de conhecimento. Ademais que aquisição de informação, conheci pessoas, e por elas sou grato.

Obrigado primeiramente à minha mãe Francisca de Lima Martim por todo apoio e inspiração. Afinal, ter uma figura como professora e mãe despertou-me o desejo do conhecimento.

Obrigado ao meu orientador Arthur de Castro Callado, por aceitar esse grande desafio, que foi escolher uma pesquisa visando o futuro, e por mostrar-me as possibilidades.

Obrigado aos meus amigos, que já comigo, caminhavam, em especial Danilo Nogueira Maia, pelo apoio e amizade, nos momentos bons e maus momentos, pelas conversas filosóficas e enfim, por ser você.

Obrigado aos amigos que conheci neste tempo, Alan, Yago e Ícaro, vocês são muito especiais e transparecem em sua essência o significado de amigos.

Obrigado aos meus colegas do mestrado, Antônio, Gilberto, Warles, Bergh, José, Rogério, Junior, Leonardo e Wellington, pessoas as quais dividimos dificuldades e momentos de comemoração.

Obrigado em especial a uma grande pessoa o qual tive a oportunidade de me tornar amigo, Caetano Vieira Neto Segundo, por trilhar praticamente todo esse caminho comigo, espero e aplaudo todo seu sucesso.

Em conclusão, obrigado Lavinia Kiriane Moraes Bezerra, por nosso reencontro que nenhum Akai Ito arriscar-se-ia de prever, sua presença me faz bem por pura e simples definição de existir, obrigado por todo apoio.

A todos, sinceramente obrigado.

“Not in knowledge is happiness, but in the acquisition of knowledge.”

(Edgar Allan Poe)

RESUMO

O espaço tem sido uma fonte de incógnitas para a humanidade desde os tempos antigos. Sua dificuldade de estudo e seu potencial de descobertas alimentam o desejo por mais conhecimento. Com o tempo e avanços tecnológicos, tornou-se possível enviar diferentes equipamentos para o espaço, tais como foguetes, satélites e sondas. Isso trouxe oportunidade para diversas aplicações, tais como comunicação via satélite, monitoramento climático e de desastres, sistemas de geolocalização e até missões de exploração e coleta de dados do espaço. Surge com isso a necessidade de uma rede estruturada para envio e recebimento desses dados, a qual foi chamada de Internet Interplanetária. Contudo, o espaço não é um ambiente propício para o funcionamento de redes de computadores, envolvendo problemas como grandes distâncias entre os links, grandes e variáveis atrasos, conexões intermitentes e condições climáticas extremas. Além disto, o modelo de comunicação usado atualmente pode ser melhorado, pois os dados são enviados diretamente das antenas em solo terrestre para os equipamentos no espaço em específico, o que requer uma grande sincronia na linha de visão das partes emissoras e receptoras. Diversos autores têm desenvolvido soluções que visam melhorar a comunicação interplanetária, embora a grande maioria seja planejada para aplicações proprietárias específicas e com testes que avaliam apenas uma métrica específica. Esta dissertação de mestrado propõe a arquitetura LAVIE, uma arquitetura baseada em constelações de satélites híbridas, para a comunicação interplanetária que melhore a transferência de imagens com links espaciais e seja um modelo de fácil replicabilidade para outros planetas. A proposta é validada através de uma análise de desempenho comparando a LAVIE com o modelo de comunicação interplanetária usado atualmente. Foram obtidos resultados promissores quanto a comunicação pesada na LAVIE, chegando a um máximo de 47% de uso da banda e 1477 Kb/s de *throughput* para um enlace de 32000 Kb/s, valores bem aceitáveis quando comparados à arquitetura tradicional. Além disso, os dados foram executados com fator de repetição igual a 50, para obter desvio padrão e intervalo de confiança com nível de confiança de 95%, que mostrou não mais de 1% de variação, indicando dados confiáveis.

Palavras-chave: Internet Interplanetária. Arquitetura de redes de computadores. Desempenho. Análise. Constelação de satélites.

ABSTRACT

Space has been a source of unknowns for humanity since ancient times. The difficulty in studying it and its potential for discoveries fuel the desire for more knowledge. With time and technological advances, it became possible to send different equipment to space, such as rockets, satellites and probes. This brought opportunities for several applications, such as satellite communication, climate and disaster monitoring, geolocation systems and even space exploration and data collection missions. With this, the need arises for a structured network for sending and receiving this data, which was called Interplanetary Internet. However, space is not a conducive environment for the operation of computer networks, involving problems such as long distances between links, large and variable delays, intermittent connections and extreme weather conditions. In addition, the communication model currently used is inadequate for broader use, as the data is sent directly from the antennas on terrestrial ground to the space equipments, which requires a great synchrony in the line of sight of the sending and receiving parties. Several authors have developed solutions that aim to improve interplanetary communication, although the vast majority are planned for specific proprietary applications and with tests that evaluate only a specific metric. This dissertation work proposes the LAVIE architecture, an architecture based on hybrid satellite constellations, for interplanetary communication that improves the transfer of images with spatial links and is a model of easy replicability to other planets. The proposal is validated through a performance analysis comparing LAVIE with the interplanetary communication model currently used. Where promising results were obtained regarding heavy communication at LAVIE, reaching a maximum of 47% of bandwidth usage and 1477 Kb/s of throughput, very acceptable values when compared to traditional architecture. In addition, the data were measured with a repetition factor equal to 50, to obtain a standard deviation and confidence interval with a confidence level of 95%, which showed no more than 1% variation, indicating reliable data.

Keywords: Interplanetary Internet. Computer network architecture. Performance. Analyze. Constellation of satellites.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Órbitas classificadas pela excentricidade, definida por Kepler.	25
Figura 2 – Órbitas classificadas pela inclinação, em relação à linha do equatorial. . . .	26
Figura 3 – Órbitas classificadas pela altitude.	27
Figura 4 – Maior semi-eixo a	30
Figura 5 – Ascensão reta do nó ascendente (em relação ao equinócio vernal).	32
Figura 6 – Trajetória senoidal de um satélite com 45° de inclinação.	35
Figura 7 – Fluxo de envio do STP.	37
Figura 8 – Inclinação i de uma órbita.	38
Figura 9 – Arquitetura da internet interplanetária proposta por BHASIN e HAYDEN (2001).	53
Figura 10 – Arquitetura da internet interplanetária proposta por AKYILDIZ <i>et al.</i> (2003). . . .	54
Figura 11 – Arquitetura de nano-satélites com nós de retransmissão.	55
Figura 12 – Pilha de protocolos dividida em Internet convencional e interplanetária. . . .	56
Figura 13 – Modelo de arquitetura proposta em LIU <i>et al.</i> (2018)	57
Figura 14 – Fluxo de comunicação da Terra para Marte sobre a arquitetura.	61
Figura 15 – Modelo de comunicação proposta sobre a visão de altitude das camadas. . . .	63
Figura 16 – Modelo de comunicação proposta sob a visão de inclinação das camadas. . . .	63
Figura 17 – Cobertura global em relação ao tamanho da constelação de satélites.	70
Figura 18 – Estrutura dos componentes que compõem o pacote no protocolo STP.	71
Figura 19 – E-mail com autorização para uso das licenças do software Systems Tool Kit (STK).	73
Figura 20 – Tela inicial de instalação do STK	74
Figura 21 – Execução (a) e conclusão (b) do teste gráfico do STK.	74
Figura 22 – Tela de início do software STK.	75
Figura 23 – Tela de criação do cenário inicial.	75
Figura 24 – Tela inicial com as duas visões do software STK.	76
Figura 25 – Tela <i>orbit wizard</i> do software STK.	76
Figura 26 – Inserção do primeiro grupo de três satélites LEO.	78
Figura 27 – Inserção do segundo grupo de três satélites LEO.	79
Figura 28 – Inserção do terceiro grupo de três satélites LEO.	79
Figura 29 – Inserção do quarto grupo de três satélites LEO.	80

Figura 30 – Constelação de satélites LEO com 12 satélites.	80
Figura 31 – Inserção do quinto grupo de três satélites LEO.	81
Figura 32 – Inserção do sexto grupo de três satélites LEO.	81
Figura 33 – Inserção do sétimo grupo de três satélites LEO.	82
Figura 34 – Inserção do oitavo grupo de três satélites LEO.	82
Figura 35 – Constelação de satélites LEO com 24 satélites.	83
Figura 36 – Inserção do primeiro grupo de quatro satélites GEO	83
Figura 37 – Inserção do segundo grupo de quatro satélites GEO	84
Figura 38 – Constelação híbrida completa na configuração de poucos satélites.	84
Figura 39 – Constelação híbrida completa na configuração de muitos satélites.	84
Figura 40 – Marte - Constelação híbrida completa na configuração de poucos satélites.	85
Figura 41 – Marte - Constelação híbrida completa na configuração de muitos satélites.	85
Figura 42 – Lua - Constelação híbrida completa.	86
Figura 43 – Terra - Arquitetura tradicional completa na configuração de poucos satélites.	86
Figura 44 – Terra - Arquitetura tradicional completa na configuração de muitos satélites.	87
Figura 45 – Alocação das bases terrestres segundo as agências espaciais.	87
Figura 46 – Exemplo de uso dos sensores para comunicação no software STK.	88
Figura 47 – Propriedades de espaço da exportação dos dados.	89
Figura 48 – Gráfico de intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o <i>Throughput</i> na arquitetura tradicional.	93
Figura 49 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Marte na arquitetura tradicional.	93
Figura 50 – Gráfico do <i>throughput</i> para o projeto Terra-Marte na arquitetura tradicional.	94
Figura 51 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Lua na arquitetura tradicional.	94
Figura 52 – Gráfico do <i>throughput</i> para o projeto Terra-Lua na arquitetura tradicional.	95
Figura 53 – Gráfico de intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o <i>Throughput</i> na Leo-geo hybrid Architecture for Vast distance Internet Enhancement (LAVIE).	97
Figura 54 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Marte na LAVIE.	98
Figura 55 – Gráfico do <i>throughput</i> para o projeto Terra-Marte na LAVIE.	98
Figura 56 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Lua na LAVIE.	99
Figura 57 – Gráfico do <i>throughput</i> para o projeto Terra-Lua na LAVIE.	99

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação de órbitas por altitude e seus respectivos tempos de vida, período e atraso.	26
Tabela 2 – Classificação de satélites por sua massa.	28
Tabela 3 – Valores padrões de EIRP para diâmetros de antena.	33
Tabela 4 – Missões da NASA em andamento.	43
Tabela 5 – Métodos de análise de desempenho classificados por critério.	47
Tabela 6 – Comparação dos trabalhos relacionados divididos em critérios.	58
Tabela 7 – Diferenças entre o modelo tradicional de comunicação e a LAVIE.	62
Tabela 8 – Especificações de satélites e órbita das constelações propostas.	62
Tabela 9 – Cenários para a carga de trabalho da análise de desempenho.	66
Tabela 10 – Valores da carga de trabalho para os cenários.	67
Tabela 11 – Especificações da máquina usada para os experimentos.	67
Tabela 12 – Média de cobertura por número de satélites na constelação.	69
Tabela 13 – Desvio padrão da cobertura por número de satélites na constelação.	70
Tabela 14 – Intervalo de confiança com cobertura mínima e máxima, para o nível de confiança de 95%.	70
Tabela 15 – Uso de banda na arquitetura tradicional.	90
Tabela 16 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do uso de banda na arquitetura tradicional.	91
Tabela 17 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o uso de banda na arquitetura tradicional.	91
Tabela 18 – <i>Throughput</i> na arquitetura tradicional.	91
Tabela 19 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do <i>Throughput</i> na arquitetura tradicional.	92
Tabela 20 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o <i>Throughput</i> na arquitetura tradicional.	92
Tabela 21 – Uso de banda na LAVIE.	95
Tabela 22 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do uso de banda na LAVIE.	95
Tabela 23 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o uso de banda na LAVIE.	96
Tabela 24 – <i>Throughput</i> na LAVIE.	96

Tabela 25 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do <i>Throughput</i> na LAVIE.	96
Tabela 26 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o <i>Throughput</i> na LAVIE.	97
Tabela 27 – Comparação de preços mínimos e máximos para lançamento de satélite. . .	102
Tabela 28 – Comparação entre a arquitetura tradicional e a LAVIE.	104

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AEXA	Agencia Espacial Mexicana
AGI	Analytical Graphics Inc
AOS	Advanced Orbiting Systems
ASAL	Agência Espacial Argélia
ASC	Agence Spatiale Canadienne
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
BER	Bit Error Rate
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CERF	Central Emergency Response Fund
CNES	Centre National d'Études Spatiales
CnO	Carrier-to-Noise Ratio
CNSA	Chinese National Space Administration
CONAE	Comisión Nacional de Actividades Espaciales
CORE	Common Open Research Emulator
CSIRO	Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DTN	Delay-Tolerant Networking
EIRP	Effective Isotropic Radiated Power
EMANE	Extendable Mobile Ad-hoc Network emulator
ESA	European Space Agency
GEO	Órbita Geoestacionária
GNS3	Graphical Network Simulator-3
GPS	Global Positioning System
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IP	Internet Protocol
IPN	InterPlaNetary Internet
ISRO	Indian Space Research Organization
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency

JPL	Jet Propulsion Laboratory
KARI	Korea Aerospace Research Institute
LAVIE	Leo-geo hybrid Architecture for Vast distance Internet Enhancement
LEO	Órbita terrestre baixa
LPWAN	Low Power Wide Area Network
MEO	Órbita terrestre média
MSSP	Multiple Satellite System Program
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NetEm	Network Emulator
NFV	Network Functions Virtualization
ns-2	Network Simulator 2
ns-3	Network Simulator 3
NSAU	National Space Agency of Ukraine
OS3	The Open Source Satellite Simulator
P2P	Peer-to-peer
RAAN	Right Ascension of the Ascending Node
RADC	Rome Air Development Center
RKA	Russian Federal Space Agency
SCPS-TP	Space Communications Protocol Specifications - Transport Protocol
SD	Sequenced Data
SDIO	Strategic Defense Initiative Organization
SDN	Software-Defined Networking
SNACK	Selective Negative Acknowledgments
SNIR	Relação sinal-interferência-mais-ruído
SNR	Signal-to-Noise Ratio
SNSB	Swedish National Space Board
SPP	Space Packet Protocol
SRON	Netherlands Institute for Space Research
SSCOP	Service-Specific Connection-Oriented Protocol
SSO	Swiss Space Office
STK	Systems Tool Kit
STP	Satellite Transport Protocol

TCP	Transmission Control Protocol
UDP	User Datagram Protocol
UKSA	United Kingdom Space Agency
VDTN	Vehicular Delay-Tolerant Network
WLAN	Wireless Local Area Network
WMAN	Wireless Metropolitan Area Network
WPAN	Wireless Personal Area Network
WWAN	Wireless Wide Area Network

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	19
1.1	Contextualização	19
1.2	Justificativa	20
1.2.1	<i>Problemas de ambiente</i>	20
1.2.2	<i>Problemas de custo</i>	21
1.2.3	<i>Problemas de pesquisa</i>	21
1.3	Motivação	21
1.4	Objetivos	22
1.5	Resultados	22
1.6	Organização da dissertação	23
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	24
2.1	Redes de satélites	24
2.1.1	<i>Classificação de satélites</i>	24
2.1.1.1	<i>Tipos de satélites por órbita</i>	25
2.1.1.2	<i>Tipos de satélites por massa</i>	27
2.1.2	<i>Design de link de satélite</i>	29
2.1.2.1	<i>Protocolos de transporte</i>	36
2.1.3	<i>Constelação de satélites</i>	37
2.2	Internet Interplanetária	39
2.2.1	<i>Definição</i>	39
2.2.2	<i>Redes tolerantes a atraso</i>	41
2.2.2.1	<i>Principais características</i>	44
2.2.3	<i>Visão comercial e governamental</i>	45
2.3	Análise de desempenho	45
2.4	Simulação e Emulação de redes	49
2.4.1	<i>Simulação</i>	49
2.4.2	<i>Emulação</i>	50
2.5	Considerações finais	51
3	TRABALHOS RELACIONADOS	52
3.1	Redes de satélites	52

3.2	Arquiteturas para Internet Interplanetária	53
3.3	Simulação de redes tolerantes a atraso	55
3.4	Considerações Finais	59
4	PROPOSTA	60
4.1	Leo-geo hybrid Architecture for Vast distance Internet Enhancement . .	60
4.2	Análise de desempenho	62
4.3	Considerações Finais	67
5	EXPERIMENTO	68
5.1	Resultados preliminares	68
5.1.1	<i>Experimento</i>	68
5.1.2	<i>Resultados</i>	69
5.2	Elaboração	70
5.3	Escolha do simulador	72
5.4	Preparação do ambiente	72
5.5	Instanciação dos cenários	75
5.6	Execução	85
5.7	Coleta dos dados	88
5.8	Limpeza de dados	89
5.9	Resultados	90
6	CONCLUSÕES	100
6.1	Resultados	100
6.2	Discussão	100
6.3	Trabalhos futuros	105
6.3.1	<i>Possibilidades de extensão</i>	105
6.3.2	<i>Problemas em aberto</i>	107
6.4	Contribuições	108
	REFERÊNCIAS	109

1 INTRODUÇÃO

Esta dissertação de mestrado tem como objetivo propor uma arquitetura para a Internet interplanetária com o intuito de melhorar as métricas de uso de banda e *throughput*, e por fim realizar uma análise de desempenho para compara-lá com o modelo de comunicação usado atualmente.

Este capítulo introduz o contexto evolutivo da pesquisa em internet interplanetária em que este trabalho está inserido, em seguida apresenta a motivação para a elaboração da dissertação e seus objetivos gerais e específicos, introduz a metodologia utilizada para alcançar tais objetivos, e por fim apresenta a estrutura organizacional desta dissertação de mestrado.

1.1 Contextualização

O desejo e a busca pelo conhecimento é um assunto discutido desde muito tempo por grandes mentes como Freud, Bion e Melanie Klein (THORNER, 1981). Para Bion “O desejo do conhecimento é algo elementar e necessário para a saúde mental” (BION, 1983). O mesmo conceito é válido quando olhamos para a exploração espacial, tendo ocorrido eventos históricos como a corrida espacial, em busca do conhecimento e exploração do universo.

Com o tempo, a tecnologia avançou de tal forma que é possível construir equipamentos que realizam voos para o espaço. Com isso, as missões espaciais começaram a ser planejadas e executadas e surgiram diversas organizações ligadas ao assunto, como a National Aeronautics and Space Administration (NASA), European Space Agency (ESA) e Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), cada uma com suas próprias propostas e pretensões.

A humanidade então avançou um passo importante na exploração espacial, sendo possível enviar sondas para o espaço e coletar informações desse ambiente, seja com fotos, medições de temperatura, pressão, umidade e/ou radiação. Contudo, surge também a necessidade da comunicação em ambiente espacial para diversos fins, como enviar os dados coletados de volta para bases de pesquisa terrestre, comunicação em missões tripuladas, configuração dinâmica de equipamentos em órbita e controle em tempo real de equipamentos de exploração (HOOKE, 2001).

Tal comunicação já se encontra presente no ambiente terrestre com as redes de computadores, formando uma estrutura mais confiável e menos conturbada. Devido aos esforços de muitos pesquisadores (GRANDISON; SLOMAN, 2000), existem protocolos focados em

confiança na entrega dos dados como o *Transmission Control Protocol (TCP)*, arquiteturas bem formadas, modelos de comunicação bem estabelecidos como cliente-servidor, *Peer-to-peer (P2P)* e algoritmos que viabilizam a comunicação entre os equipamentos conectados.

De modo diferente, a InterPlaNetary Internet (IPN) iniciou de forma muito individualizada e específica, onde toda estrutura usada para comunicação era projetada para atender apenas os requisitos necessários em uma missão específica (LABELLE; ROCHBLATT, 2018; BHASIN; HAYDEN, 2001). Com o tempo, diversos pesquisadores buscaram criar padrões que pudessem servir de base para grande parte das futuras aplicações em IPN. Entretanto, o espaço profundo não é um ambiente favorável para a comunicação devido a diversos problemas, os quais serão mostrados na próxima seção.

1.2 Justificativa

Existem diversos fatores que dificultam a implementação plena da IPN e podem ser divididos em três grupos principais:

1.2.1 Problemas de ambiente

Os problemas primordiais são os relacionados com o ambiente em que a rede interplanetária está inserida. A enorme distância entre os nós de comunicação é um fator que traz muitos problemas, como grandes atrasos no envio e recebimento dos dados, degradação das ondas eletromagnéticas ao percorrer a distância e perda da linha de visão entre os nós.

O tempo de vida dos equipamentos no espaço profundo também é algo que dificulta o planejamento desses equipamentos, pois, a principal fonte de energia no ambiente interplanetário é o sol, então, os equipamentos devem ter mecanismos de economia de energia e recarregá-los sempre que possível durante a exposição à luz solar.

Eventos aleatórios também são comuns, como a colisão com outros equipamentos ou outros corpos celestes, danos causados por radiação e exposições a condições climáticas extremas, como altas temperaturas em regiões mais próximas ao sol, fenômenos conhecidos como "mega furacões" em planetas gasosos e a presença de nuvens de compostos degradantes como enxofre e metano.

Além disso, corpos celestes causam obstrução no canal de comunicação. As ondas eletromagnéticas enviadas pelos receptores e transmissores ao colidirem com algum corpo celeste

podem sofrer degradação e conseqüentemente, perda de bits e perda de qualidade do sinal.

1.2.2 Problemas de custo

Da perspectiva dos proprietários e fabricantes dos equipamentos, um grande problema é o custo monetário envolvido nos processos relativos à fabricação, teste, lançamento e manutenção de equipamentos. Logo, não é uma tecnologia em que é possível realizar muitos experimentos no hardware em funcionamento no ambiente real.

Com isso, torna-se muito importante que as soluções propostas sejam bem planejadas e testadas sobre algum simulador de rede, a fim de obter uma previsão mais próxima da realidade do funcionamento da solução, antes de apresentá-la para a produção.

1.2.3 Problemas de pesquisa

Na visão da pesquisa, o principal problema é a maturidade da área e na literatura, pois o conceito de IPN ainda é algo novo e em desenvolvimento. Pesquisadores estão contribuindo, soluções estão sendo propostas, porém, ainda não há consenso sobre qual solução é ideal.

Um fator que atrasa o estudo é que existem poucos simuladores voltados a IPN. As soluções de IPN existentes são limitadas e por vezes, restritas aos criadores.

Nesta dissertação de mestrado, usamos um simulador próprio para IPN;

1.3 Motivação

Como citado nas seções acima, a arquitetura para comunicação interplanetária usada atualmente é pouco inclusivo quanto a seu compartilhamento e replicabilidade, pois os dados são transmitidos diretamente da antena da base emissora para o equipamento receptor, sendo assim, sujeito a problemas relacionados com a movimentação da terra e de outros corpos.

É necessária uma linha de visão entre as partes emissoras e receptoras, desde o início, no decorrer e até o fim da comunicação, principalmente quando é usado um protocolo mais seguro, como o TCP. Além disto, o envio por ondas eletromagnéticas a esta magnitude de distância requer um cálculo de mecânica celeste para prever a posição em que o equipamento receptor estará no tempo que o dado requer para percorrer a distância.

Ademais, as soluções propostas na literatura geralmente têm dois problemas principais. O primeiro é o individualismo quanto ao objetivo da solução, pois as principais e melhor

fundamentadas arquiteturas existentes são recomendações para missões específicas, requerendo grandes adaptações caso o fluxo de tarefas difira da missão planejada. Conseqüentemente, as arquiteturas propostas não são testadas ou são testadas apenas unitariamente sem parâmetro de comparação.

Sendo assim, esta dissertação de mestrado teve como motivação ser mais eficiente que o modelo tradicional quanto ao envio e recebimento de dados interplanetários, usando uma arquitetura chamada de LAVIE com constelações de satélites que englobam o planeta, tendo assim sempre um ponto de visão ideal com o equipamento receptor. Além disto, foi executada uma análise de desempenho comparativa com o modelo tradicional.

1.4 Objetivos

O objetivo principal desta dissertação de mestrado é propor uma arquitetura para a comunicação interplanetária que melhore o uso de banda e *throughput* em relação ao modelo tradicional e seja de fácil replicabilidade em outros planetas.

Para alcançar o objetivo geral, os seguintes objetivos específicos são determinados:

1. Investigar as melhores soluções de simuladores de IPN;
2. Modelar a arquitetura proposta e a tradicional;
3. Realizar uma análise de desempenho para comparar as arquiteturas.

1.5 Resultados

Após uma análise das opções existentes, foi escolhido o software de modelagem e simulador STK, devido a sua adequação aos requisitos do experimento. Em seguida foram criados 2 projetos diferentes, Terra-Marte e Terra-Lua e 8 cenários para explorar as combinações de opções de simulação.

Então, foi necessário solicitar as licenças do software STK, posteriormente cedidas pela empresa Analytical Graphics Inc (AGI). Assim, foram realizadas algumas modificações no software e modelagem dos cenários no software para a execução dos testes. Com todos os cenários modelados e objetos instanciados, os testes foram iniciados resultando em mais de 370 GB de dados.

Após a etapa de coleta foi realizada uma etapa de limpeza dos dados. Por fim, a análise dos dados revelou que LAVIE trouxe uma melhoria nas métricas de uso da banda e

throughput quanto aos casos de comunicação forte, porém, foi notada uma pequena perda quanto aos casos de comunicação fraca, em comparação com a arquitetura tradicional.

1.6 Organização da dissertação

Além deste capítulo introdutório, essa dissertação está organizada conforme a seguir:

O capítulo 2 apresenta o embasamento teórico com os principais conceitos para a compreensão deste trabalho de dissertação, com os conceitos de redes de satélites, internet interplanetária, simulação/emulação e análise de desempenho.

O capítulo 3 mostra os trabalhos relacionados que foram utilizados como base de comparação para este trabalho, divididos em três categorias, redes de satélites, arquiteturas em IPN e simulações em Delay-Tolerant Networking (DTN).

O capítulo 4 mostra a arquitetura proposta dividida em camadas, sua descrição detalhada, benefícios esperados e todos os seus parâmetros de escolha. Além disso, introduz a abordagem sistemática seguida para a construção da análise de desempenho, e discute o objetivo do experimento, as características do sistema, parâmetros, fatores, níveis e carga de trabalho.

O capítulo 5 apresenta os resultados preliminares coletados durante estudos na primeira parte dessa dissertação de mestrado, além disso, mostra sua importância para o experimento final.

O capítulo 6 retrata todos os aspectos da execução do experimento, desde escolha do simulador, preparação do ambiente, instanciação dos cenários, execução do experimento, coleta e limpeza dos dados até exposição dos resultados obtidos por gráficos e tabelas.

O capítulo 7 mostra a discussão quanto aos resultados obtidos, suas vantagens e desvantagens para visão de órgãos governamentais e empresas privadas. Além disso, mostra as oportunidades de extensão deste presente trabalho e problemas de IPN em aberto.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, são apresentadas as informações básicas necessárias para o entendimento das colocações e termos que serão usados no decorrer dessa pesquisa.

O objetivo é garantir que o leitor esteja a par de todos os tópicos que esta dissertação de mestrado foi baseada. São apresentados conceitos sobre redes de satélites e sua construção, internet interplanetária, simulação e emulação de rede e análise de desempenho.

2.1 Redes de satélites

O modo mais comum de comunicação na internet se dá por redes terrestres, usando uma estrutura em sua base cabeada, mas também utilizando a transmissão sem fio com ondas de baixa e alta frequência com longas e curtas distâncias. Exemplos mais comuns são: Wireless Personal Area Network (WPAN), Low Power Wide Area Network (LPWAN), Wireless Local Area Network (WLAN), Wireless Metropolitan Area Network (WMAN), Wireless Wide Area Network (WWAN) (3G, 4G, 5G). Contudo, essas redes são concentradas em áreas metropolitanas e têm problemas de cobertura em lugares mais isolados.

Uma alternativa que vem ganhando muita força é a rede de satélites, trazendo uma maior cobertura devido a sua área de visão, porém, tendo problemas característicos tais como custo de fabricação e implantação, atrasos decorrentes da distância do satélite e complexidade no processo de elaboração (JIMENEZ, 2000).

Nessa seção, são discutidas as características que classificam os satélites, como tamanho, tempo de vida e tipo de órbita. Também são mostrados alguns dos principais parâmetros que são configurados na construção de um link por satélite e na formação da rede por uma constelação de satélites.

2.1.1 *Classificação de satélites*

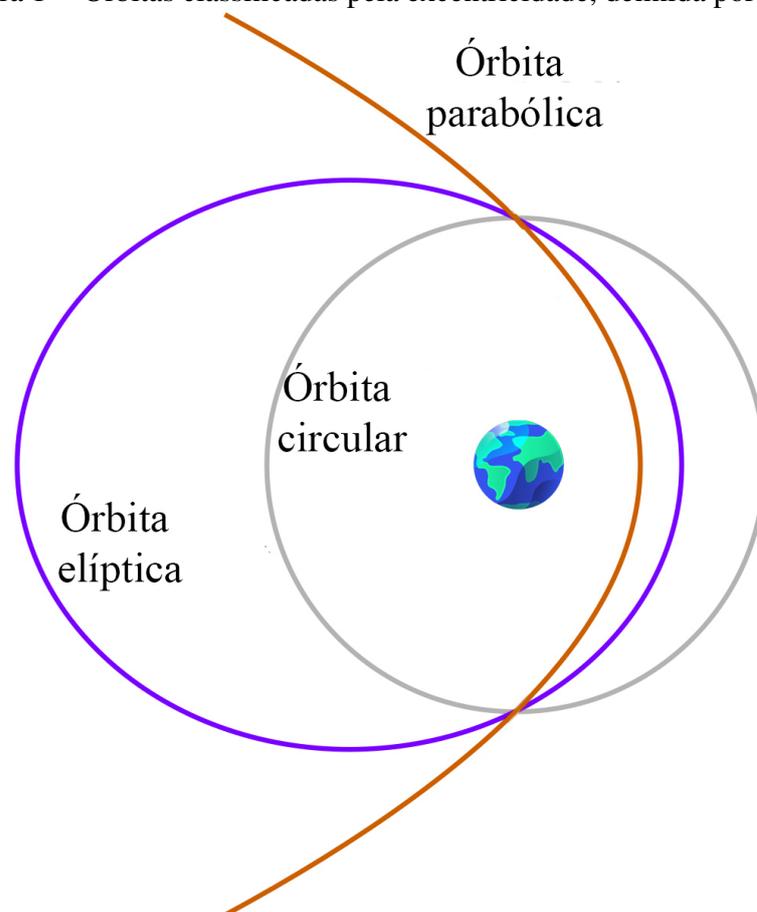
Os satélites podem ser classificados de duas formas características, tanto pela sua massa quanto pelo seu tipo de órbita.

2.1.1.1 Tipos de satélites por órbita

A classificação por órbita pode ser feita por sua excentricidade ϵ , por sua distância da Terra ou por sua inclinação.

A excentricidade diz respeito às leis de Kepler (RUSSELL, 1964; GORRINGE V. M. AND LEACH, 1993; AITON, 1969). Ela determina a forma da órbita. Dependendo do valor que a excentricidade ϵ tomar a órbita pode ser circular se $\epsilon = 0$, elíptica se $1 > \epsilon > 0$ ou parabólica se $\epsilon = 1$. A Figura 1 mostra os tipos de órbita citados.

Figura 1 – Órbitas classificadas pela excentricidade, definida por Kepler.

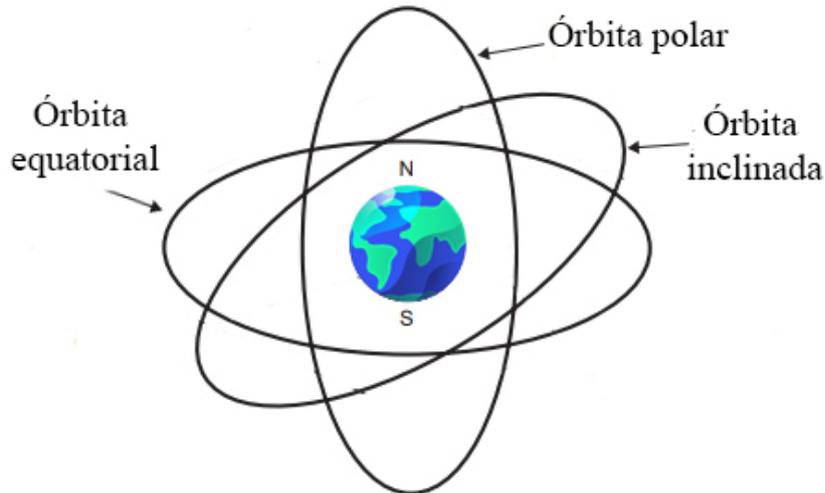


Fonte: Adaptado de Fowler (2020).

A inclinação tem como base a linha do equador e determina qual linha imaginária a órbita percorrerá, ou seja, quais lugares terão maior cobertura do satélite. Tomaremos a inclinação como i , a órbita pode ser classificada como equatorial se $i = 0$, polar se $i = 90$ ou de inclinação baixa, alta e crítica. A Figura 2 mostra os tipos de órbita classificados por sua inclinação.

A distância da Terra é o principal foco desta proposta de classificação, e é baseada

Figura 2 – Órbitas classificadas pela inclinação, em relação à linha do equatorial.



Fonte: Adaptado de Fowler (2020).

na altitude que o satélite se encontra do nível do mar. Dessa maneira, a órbita geralmente é classificada em Órbita terrestre baixa (LEO) que são as mais próximas, com 400 a 1600 km de distância da Terra, Órbita terrestre média (MEO) que se encontram de 2500 a 30.000 km da Terra e Órbita Geoestacionária (GEO) que é mais longe da Terra, estando a cerca de 36.000 km de altitude e deve necessariamente estar sobre a linha do equador (WALKER, 1984).

Porém, existem satélites ainda mais baixos, por exemplo a Estação Espacial Internacional está a 408 Km de altitude, os satélites com altitudes mais baixas, tem objetivos mais específicos, de captura de imagens de alta resolução. Em 2019, a JAXA atingiu um recorde com o satélite TSUBAME, com a órbita mais baixa de 167,4 Km JAXA (2019). O satélite conseguiu se manter na altitude por sete dias e entrou para o *Guinness World Records*.

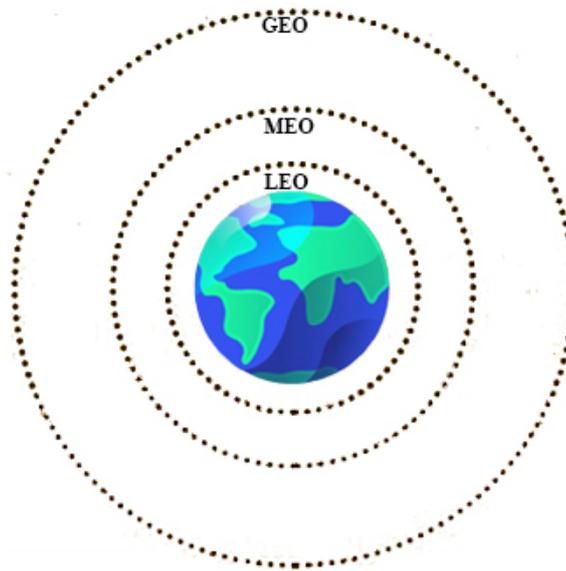
A Tabela 1 mostra a classificação por altitude de forma detalhada e a Figura 3 mostra a relação de distância das órbitas e a superfície terrestre.

Tabela 1 – Classificação de órbitas por altitude e seus respectivos tempos de vida, período e atraso.

Tipo de satélite	Altitude (km)	Período	Tempo de vida (anos)	Atraso médio (segundos)
LEO	500-1.600	10-127 min	4-8	0,005-0,01
MEO	2.500-30.000	2-14 horas	10-11	0,07
GEO	36.000	24 horas	14-15	0,25

Fonte: Adaptado de (WALKER, 1984).

Figura 3 – Órbitas classificadas pela altitude.



Fonte: Adaptado de Hussaini (2017).

2.1.1.2 Tipos de satélites por massa

Os satélites podem também ser classificados quanto a sua massa, que é um parâmetro muito relacionado aos custos envolvidos no ciclo de vida do satélite. Quanto maior o satélite, maior é a área de cobertura que ele provê, porém, maiores são os custos de produção, lançamento e manutenção.

Os satélites grandes são aqueles com massa maior que 1000 quilogramas. Devido ao seu campo de visão amplo e custo elevado, poucas unidades são produzidas e lançadas. Seu maior uso é com monitoramento climático e de desastres naturais, principalmente em órbitas polares (DONG *et al.*, 2009; CHENG *et al.*, 2006a; EDWARDS *et al.*, 2006).

Os satélites médios têm sua massa entre 500 e 1000 quilogramas, são produzidos com a mesma tecnologia dos grandes satélites e usados de forma similar, para sensoriamento remoto, geolocalização e monitoramento climático. Estes satélites têm uma pequena redução no seu custo em relação aos satélites grandes..

Os satélites classificados como *mini*, de 100 a 500 quilogramas, *micro*, de 10 a 100 quilogramas, *nano* de 1 a 10 quilogramas, *pico* de 0,1 a 1 quilograma e *femto*, menores que 0,1 quilograma, são todos agrupados como satélites pequenos.

Os principais benefícios e limitações do uso de satélites pequenos são mostradas em (RADCLIFFE, 2002), onde é reafirmado que o conflito é um clássico de grande vs. pequeno, e as principais diferenças são de custo, complexidade, performance e confiabilidade. Os principais

benefícios de satélites pequenos são:

- a) Baixo custo: São equipamentos mais baratos, devido ao seu tamanho menor, então menos recursos são requeridos para sua construção;
- b) Pouco tempo para retorno científico: São satélites com missões mais curtas e resultados mais rápidos;
- c) Versatilidade: São satélites que podem ser utilizados para objetivos de pesquisa e de mercado;
- d) Rápido tempo de desenvolvimento: São equipamentos mais baratos, então seu tempo de construção e lançamento também são reduzidos;
- e) Comunidade científica revitalizada: O interesse pela pesquisa de satélites pequenos está crescendo com o tempo.

Suas principais **limitações** são:

- a) Capacidade limitada: São satélites com um objetivo específico desenvolvido na sua criação.
- b) Controle limitado: São equipamentos onde não é possível adicionar muitas funcionalidades além do básico.
- c) Pequeno tempo de vida: São satélites mais frágeis e com menos resistência a danos.
- d) Confiabilidade questionável: Os sensores para captura de dados são de qualidade menor.

Tabela 2 – Classificação de satélites por sua massa.

Classificação	Massa (Kg)	
Grande	> 1000	
Médio	500 - 1000	
Mini	100 - 500	
Micro	10 - 100	
Nano	1 - 10	Satélites pequenos
Pico	0.1 - 1	
Femto	< 0,1	

Fonte: Adaptado de (WALKER, 1984).

Os mini satélites têm sua massa entre 100 e 500 quilogramas. Devido ao seu tamanho reduzido podem ser lançados em grande número para trabalhar em conjunto, como uma constelação de satélites. Existem mini satélites trabalhando em vigilância e inteligência militar, previsão do tempo e monitoramento da Terra.

Os satélites com massa entre 10 e 100 quilogramas são classificados como micro satélites. Estes foram muito usados quando a capacidade para lançar satélites era limitada, devido ao alto custo dos satélites grandes e médios. Exemplos de micro satélites famosos são Sputnik (1957) e Telstar-1 (1962).

Nano satélites têm entre 1 e 10 quilogramas de massa. Esses satélites podem ser lançados de forma individual ou em constelação, dependendo da missão específica para a qual são projetos. Devido ao seu baixo custo, uma forma comum de funcionamento dos nano satélites é com o esquema de controlador/ajudantes, onde é lançado um satélite maior, que servirá como mestre ou controlador, recebendo as informações dos nano satélites e as enviando para a Terra. Depois a constelação de nano satélites é lançada para agirem como "escravos", coletando informações científicas e as enviando exclusivamente para o "mestre".

Os pico satélites são bem pequenos com sua massa entre 0,1 e 1 quilograma. Assim como os nano satélites, eles requerem um satélite maior que seja o controlador do enxame de pico satélites. Estes satélites são usados por estudantes para pesquisas sobre design de satélites e comportamento das redes (CHIN *et al.*, 2008; NOCA *et al.*, 2009; FUNASE *et al.*, 2007).

Por fim, os femto satélites são os menores, com menos de 0,1 quilograma. Seu *hardware* é composto principalmente por um chip controlador e por vezes são chamados de *chipsats*. Estes satélites também necessitam de um satélite controlador e são projetos apenas para missões específicas, devido a sua capacidade e tempo de vida limitados.

2.1.2 Design de link de satélite

A construção de um link de satélite é muito complexa e requer a escolha de parâmetros específicos, que mudam completamente de acordo com o contexto em que o satélite está inserido. Tais parâmetros incluem o planejamento da órbita, velocidade do satélite, largura da banda, pontos de comunicação, algoritmos e protocolos implementados e plano de missão.

Primeiramente, todo satélite possui uma órbita, ou seja, uma trajetória a qual o satélite irá percorrer. Dessa forma, a órbita é um parâmetro básico para a construção de um link de satélite. Em se tratando de órbitas, as leis de Kepler mostram o comportamento de corpos orbitando planetas e podem ser usadas para definir a mecânica dos satélites.

A primeira lei define o tipo da órbita como circular, elíptica ou parabólica e está descrita na seção acima (RUSSELL, 1964). A segunda lei de Kepler diz que a velocidade do satélite depende da distância entre ele e a Terra (GORRINGE V. M. AND LEACH, 1993). A

equação 2.1 mostra essa relação:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}} \quad (2.1)$$

onde:

$G = 6,667 * 10^{-11} m^3 kg^{-1} s^{-2}$ representa a constante gravitacional (LAMPORESI *et al.*, 2008);

$M = 5,97237 * 10^{24} kg$ representa a massa da Terra (LUZUM *et al.*, 2011);

$R = 6371,0 km$ representa o raio da Terra;

h representa a altitude da órbita.

A terceira lei de Kepler (AITON, 1969) diz que todos os satélites seguem a equação 2.2:

$$\frac{T^2}{a^3} = constante \quad (2.2)$$

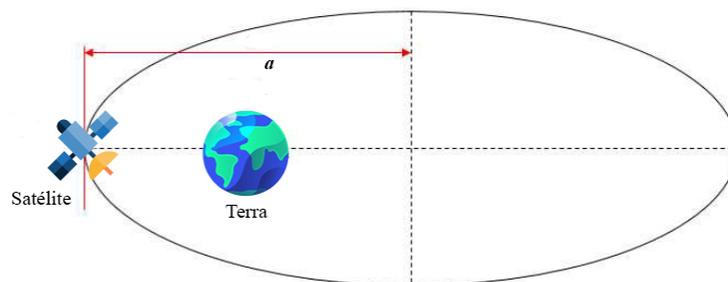
onde:

T representa o período da órbita;

a representa o maior semi-eixo da órbita;

A imagem 4 representa essa relação.

Figura 4 – Maior semi-eixo a .



Fonte: Adaptado de (SEBESTYEN *et al.*, 2018).

Além das escolhas de construção e lançamento do link de satélite, é importante ter métricas de envio e perda dos dados pelo link. Uma métrica importante é a potência recebida P_{RX} em uma distância d , que é demonstrada pela equação 2.3.

$$P_{RX}(d) = P_{TX} - L_{TX} + G_{TX} - L_{FS}(d) + G_{RX} - L_{RX} \quad (2.3)$$

onde:

$P_{RX}(d)$ representa a potência recebida em dBm na distância d ;

P_{TX} representa a potência transmitida em dBm;

L_{TX} representa a perda do transmissor em dB;

G_{TX} representa o ganho da antena transmissora em dB;

G_{RX} representa o ganho da antena receptora em dB;

L_{RX} representa a perda do receptor em dB;

$L_{FS}(d)$ representa a perda do caminho em espaço livre, medido em dB, referente à distância d (AFRIC *et al.*, 2007; POOLE, 2006). A perda do caminho é calculada na equação 2.4 a seguir:

$$\begin{aligned} L_{FS}(d) &= 10\log_{10}\left(\left(\frac{4\pi df}{c}\right)^2\right) \\ L_{FS}(d) &= 20\log_{10}\left(\frac{4\pi df}{c}\right) \\ L_{FS}(d) &= 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) + 20\log_{10}\left(\frac{4\pi}{c}\right) \end{aligned} \quad (2.4)$$

Onde c é uma constante que depende do tipo de métrica aplicada (AFRIC *et al.*, 2007), então o resultado de $20\log_{10}\left(\frac{4\pi}{c}\right)$ muda de acordo com o esquema de medição, da seguinte maneira:

- Para d em metros e f em kilohertz o resultado se torna -87.55 e segue a equação 2.5

$$L_{FS}(d) = -87.55 + 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) \quad (2.5)$$

- Para d em metros e f em megahertz o resultado se torna -27.55 e segue a equação 2.6

$$L_{FS}(d) = -27.55 + 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) \quad (2.6)$$

- Para d em quilômetros e f em megahertz o resultado se torna 32.44 e segue a equação 2.7

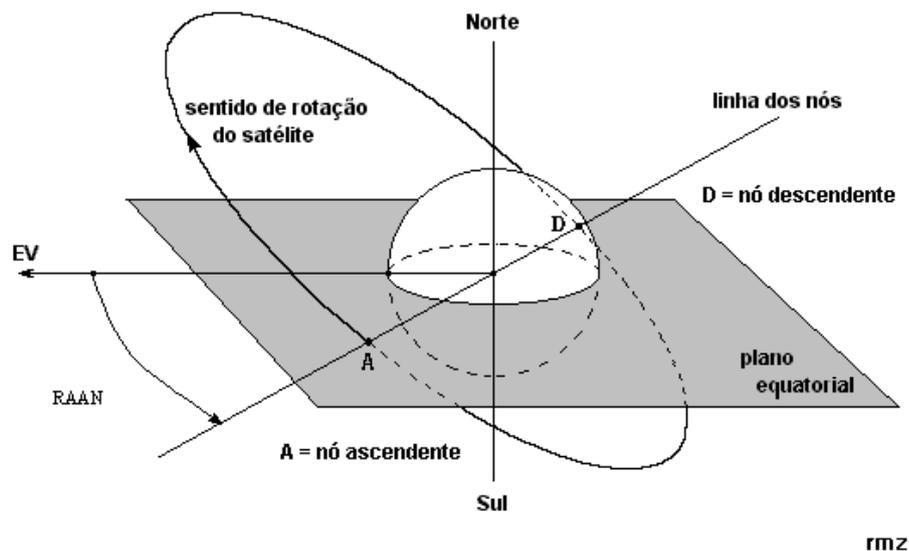
$$L_{FS}(d) = 32.44 + 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) \quad (2.7)$$

Adotaremos neste trabalho a medida pelo resultado da equação 2.7.

Um elemento Kepleriano importante presente no design de satélites é o Right Ascension of the Ascending Node (RAAN), que representa o ângulo (em graus) medido do centro do planeta em relação aos pontos de ascendência sobre o equador e do satélite. Ou seja, os pontos que são projetados sobre a linha do equador em que o sol e o satélite cruzam a linha do equador.

O RAAN pode assumir valores de 0 até 3.600, e é apresentado na Figura 5.

Figura 5 – Ascensão reta do nó ascendente (em relação ao equinócio vernal).



Fonte: Adaptado de Waller (2015)

Mais um exemplo de métrica usada é o Effective Isotropic Radiated Power (EIRP), que calcula a potência aparente transmitida em direção ao receptor, ou seja, é o produto aritmético da potência enviada para a antena receptora e seu devido ganho. O EIRP é calculado pela Equação 2.8.

$$EIRP = G * P = 10\left(\frac{g}{10}\right) * P \quad (2.8)$$

Onde:

g representa o coeficiente de ganho da antena;

G representa o ganho da Antena medido em dBi;

P é a potência, medido em W;

A tabela 3, contém valores padrões de EIRP para certos diâmetros de antena (de 22 cm até 450 cm). Assumindo uma imagem de ruído de 0,7 dB:

Outra métrica muito importante na comunicação em canais ruidosos é a Signal-to-Noise Ratio (SNR) que relaciona a potência de um sinal (P_s) com a potência de um ruído de

Tabela 3 – Valores padrões de EIRP para diâmetros de antena.

Intensidade de Campo EIRP	Diâmetro da Antena
64 dBW	22 cm
63 dBW	24 cm
62 dBW	26 cm
61 dBW	28 cm
60 dBW	30 cm
59 dBW	32 cm
58 dBW	34 cm
57 dBW	36 cm
56 dBW	38 cm
55 dBW	40 cm
54 dBW	45 cm
53 dBW	50 cm
52 dBW	50 cm
51 dBW	55 cm
50 dBW	60 cm
49 dBW	60 cm
48 dBW	60 cm
47 dBW	75 cm
46 dBW	80 cm
45 dBW	90 cm
44 dBW	90 cm
43 dBW	100 cm
42 dBW	110 cm
41 dBW	120 cm
40 dBW	120 cm
39 dBW	135 cm
38 dBW	150 cm
37 dBW	180 cm
36 dBW	240 cm
35 dBW	300 cm
34 dBW	355 cm
33 dBW	400 cm
32 dBW	450 cm

Fonte: Adaptado de (AFRIC *et al.*, 2007).

fundo (P_n) sobreposto ao sinal, dada pela equação 2.9 (AXELRAD; BEHRE, 1999):

$$SNR = \frac{P_s}{P_n} \quad (2.9)$$

Então quanto maior for o SNR, melhor será o sinal recebido/medido, pois, terá menos interferência do ruído de fundo. O SNR geralmente é medido em dB, e é uma importante medida, principalmente para satélites, pois seu canal de comunicação é naturalmente ruidoso devido à distância.

Porém, o SNR considera todo sinal externo como um ruído indesejável de fundo, que se torna um problema na comunicação por satélites principalmente quando trabalhamos com uma constelação de satélites, onde os outros links mais próximos na constelação vão interferir no sinal do satélite analisado.

Para uma melhor análise dessa situação é recomendado usar a Relação sinal-interferência-ruído (SNIR), que considera a interferência causada por outros sinais na comunicação (SEBESTYEN *et al.*, 2018). Essa métrica pode ser usada para definir quando uma formação de constelação é ruim e está causando muita interferência em seus próprios satélites.

A SNIR é dada pela equação 2.10:

$$SNIR = \frac{P_s}{P_i + P_n} \quad (2.10)$$

Onde:

P_s representa a potência recebida pela antena receptora;

P_n representa a potência do ruído de fundo;

P_i é a potência de interferência causada por outros sinais na antena receptora, e é calculada pela equação 2.11:

$$P_i = \sum_{k=1, k \neq k'}^N P_s(d_k) \quad (2.11)$$

Onde:

N representa o número de satélites da constelação;

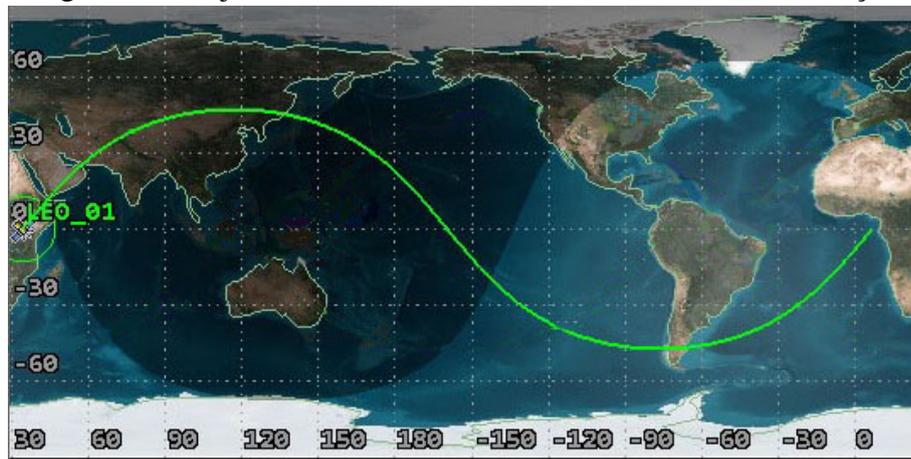
$P_s(d_k)$ representa a interferência do satélite específico k no ponto específico do receptor na Terra;

k' representa o satélite em específico em que está sendo medida a SNIR, portanto, ele não interfere no próprio sinal, assim não entra no somatório.

É importante alertar que o SNR e SNIR enfrentam maiores problemas quando a comunicação se dá próximo aos polos norte e sul geométricos. Isso ocorre devido a natureza de movimentação dos satélites.

A trajetória de um satélite depende de sua elevação e inclinação, a inclinação mais comum é de 45° , que resulta em uma trajetória senoidal mais próxima a linha equatorial, como mostra a Figura 6. Então, um satélite nessa configuração oferece mais tempo de cobertura para localizações próximas à linha do equador, afetando positivamente o SNR e o SNIR nos polos. Nesta dissertação de mestrado, foi usada a inclinação de 45° para alguns satélites.

Figura 6 – Trajetória senoidal de um satélite com 45° de inclinação.



Fonte: Autor

Neste trabalho, não abordaremos diretamente essas métricas, porém, um sinal com menos tempo de cobertura e mais ruidoso tem maior possibilidade de perda dos pacotes, afetando o *throughput* e o uso de banda que são medidos nesse trabalho.

Existem trabalhos que tentam aliviar a falta de cobertura nos polos (BESTE, 1978a; LUDERS, 1961; LANG; ADAMS, 1998). Uma abordagem é usar satélites com maior inclinação para atingir essas localizações com maior frequência. Entretanto, essa abordagem requer um investimento em satélites com essa inclinação específica e os polos geométricos são localizações de pouco ou quase nula comunicação, por muitas vezes opta-se por não inserir tais satélites.

O trabalho de (LO, 1999) e mostra que a inserção de novos satélites com órbita polar para obter maior cobertura nessas localizações resulta em poucas alterações no SNIR, e consequentemente, na comunicação final.

2.1.2.1 *Protocolos de transporte*

A camada de transporte é a parcela da pilha de protocolos que tem a responsabilidade de garantir a comunicação fim-a-fim, enfrentando seus desafios. Os protocolos que atuam nesta camada oferecem serviços como controle de fluxo, multiplexação, confiabilidade, comunicação orientada a conexão, endereçamento e controle da conexão.

Os principais protocolos da camada de transporte são o User Datagram Protocol (UDP) e o TCP, que são protocolos elaborados para trabalhar com redes com pouca interrupção, atrasos curtos e conexões mais estáveis, como é o caso das redes planetárias.

Para as redes de satélites que enfrentam problemas de conexão mais agravados, torna-se necessária uma adaptação no protocolo de transporte. Em (AKAN *et al.*, 2002), o autor compara as principais versões do TCP existentes à época atuando em uma rede de satélites e mostra sua ineficiência, principalmente quanto ao *throughput*.

Diversos autores propõem suas versões para o protocolo de transporte. (AKYILDIZ *et al.*, 2001) apresenta o TCP-Peach, uma evolução do TCP com a adição de métodos para tratar os grandes atrasos e perdas de bits. Ele tem seu funcionamento inspirado no TCP-Reno. O autor ainda mostra um aperfeiçoamento do protocolo com o TCP-Peach+ em (AKYILDIZ *et al.*, 2002), e por fim, sua última versão, o TCP-Peachtree em (AKYILDIZ; JIAN FANG, 2004).

A versão padronizada pela Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) é o Space Communications Protocol Specifications - Transport Protocol (SCPS-TP) (LAWAS-GRODEK *et al.*, 2002), uma versão do protocolo de transporte inspirada no controle de congestionamento do TCP-Vegas mas que usa o UDP por referência. Ele tem seu foco em missões específicas e cuida principalmente da diferenciação de erros causados por congestionamento e por erros de transmissão (bits corrompidos).

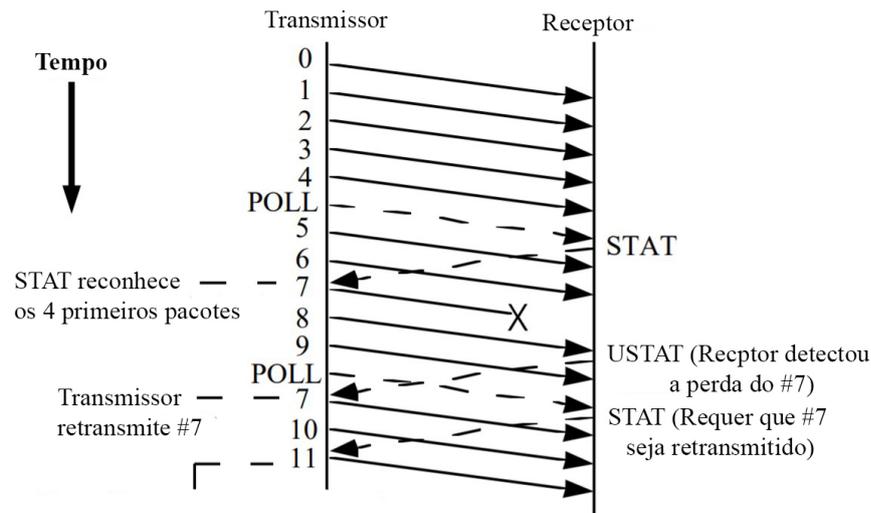
O protocolo que mais se encaixa com os objetivos deste trabalho é o Satellite Transport Protocol (STP) proposto por (HENDERSON; KATZ, 1997a; HENDERSON; KATZ, 1997b). O STP é inspirado em um protocolo da camada de enlace, o Service-Specific Connection-Oriented Protocol (SSCOP), e usa técnicas de *store-and-forward* e Selective Negative Acknowledgments (SNACK) para garantir o envio confiável das informações.

Enquanto envia os dados do emissor, o STP armazena os pacotes para uma possível retransmissão até que os pacotes sejam reconhecidos pelo receptor. Os pacotes são numerados sequencialmente e não por tamanho da cadeia de bits, para reenviar especificamente os pacotes perdidos.

No STP, o link transmissor envia pedidos de confirmação periódicos, para reconhecer todos os dados que o receptor possui, ao contrário de outros protocolos que possuem temporizadores para cada pacote enviado.

Existem 4 tipos de pacotes que fornecem base para o STP. O pacote Sequenced Data (SD) serve para a transferência de dados e nenhuma informação de controle é enviada por ele. Os pacotes POLL e STAT servem para o controle, onde o POLL é uma requisição de reconhecimento e o STAT é sua resposta. Finalmente, o pacote USTAT (unsolicited STAT) serve para reconhecer pacotes sem necessidade do POLL. (ELAASAR, 2003) apresenta uma extensão para o STP chamada XSTP que implementa um novo controle de erros no STP. A Figura 7 mostra o fluxo de envio dos dados de um link emissor com perda de pacote e o seu reenvio unitário.

Figura 7 – Fluxo de envio do STP.



Neste momento o transmissor não retransmite #7, pois, ele determina que o STAT pode ter sido enviado antes do envio da retransmissão.

Fonte: Adaptado de (HENDERSON; KATZ, 1997a).

2.1.3 Constelação de satélites

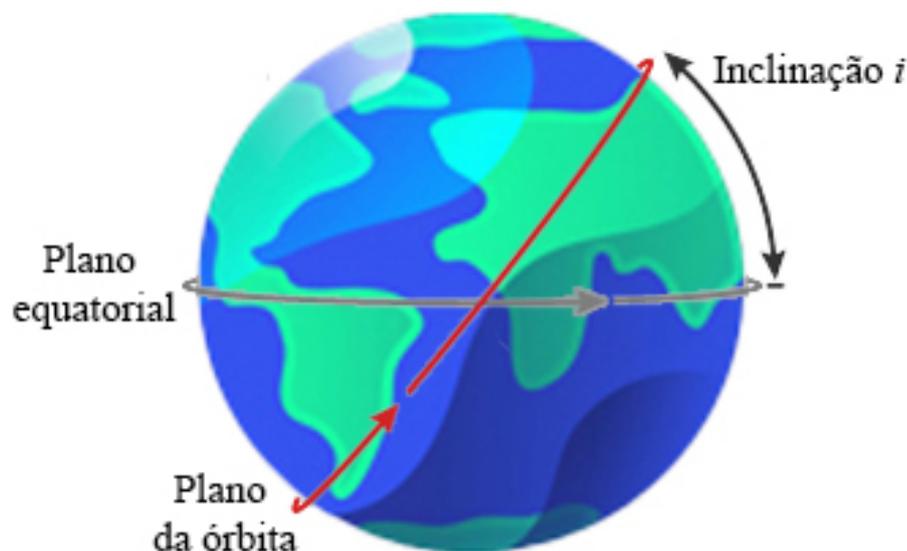
Um dos problemas da comunicação por satélite, além do atraso e da degradação do sinal, é a área de cobertura do satélite, pois é impossível que um satélite tenha uma linha de visão completa da Terra. Sendo assim, a melhor solução é usar múltiplos satélites, trabalhando em conjunto para a comunicação, formando uma constelação de satélites.

O problema de cobertura das constelações é estudado por muito autores (ULYBYSHEV, 2008; RAZOUMNY, 2005; G., 1960; WINN; MENNEMEYER, 1972; RIDER, 1985; RIDER, 1986; BESTE, 1978b), e tem sido usado em áreas bem distintas, tais como Global Positioning System (GPS) (GREEN *et al.*, 1989), monitoramento global e previsão climática (CHENG *et al.*, 2006b), prevenção de desastres naturais (XINGLING Wang *et al.*, 2005), comunicação (LUTZ *et al.*, 1991), internet das coisas (QU *et al.*, 2017) e navegação (BELL *et al.*, 2000).

A construção de constelações de satélites também é um assunto muito estudado (WALKER, 1984; LO, 1999; WOOD, 2003; SEBESTYEN *et al.*, 2018). Os principais parâmetros de uma constelação de satélites são: inclinação das órbitas, altitude das órbitas, número de satélites de cada órbita e número de órbitas. Algumas definições são detalhadas a seguir:

1. A inclinação de uma órbita é o ângulo entre o plano equatorial e o plano da órbita em graus. A imagem 8 mostra a inclinação i de uma órbita.

Figura 8 – Inclinação i de uma órbita.



Fonte: Adaptado de Riebeek (2009).

2. A altitude da órbita afeta diretamente a cobertura da órbita (JIMENEZ, 2000). Quanto mais alta é a órbita, maior é a área de cobertura e menos satélites são necessários. Em contrapartida, as transmissões são sujeitas a maior atraso, maior degradação do sinal, maior ganho de ruído e maior custo de lançamento do satélite.
3. O número de satélites representa a soma dos satélites de cada órbita e aumenta conforme a altitude da órbita e é o parâmetro que mais afeta o custo da constelação.
Quanto mais baixa é uma órbita, maior sua correferência, assim, mais satélites são neces-

sários para garantir o mesmo grau de cobertura de uma órbita mais alta. Visto que cada satélite possui um sensor com um determinado ângulo de abertura, quando mais próximo da superfície, menor é a área refletida nessa superfície.

4. O número de órbitas é um parâmetro essencial para a cobertura global. Cada órbita tem inclinação, altitude e número de satélites próprios.

2.2 Internet Interplanetária

De acordo com (HOOKE, 2001), a primeira menção ao termo IPN se deu em 1998, com os fundadores da CCSDS trabalhando em conjunto com o Jet Propulsion Laboratory (JPL), o maior centro da NASA para exploração no espaço profundo, em parceria com a Central Emergency Response Fund (CERF): começaram a estudar como unir a comunicação terrestre com os equipamentos no espaço.

A exploração espacial é um desejo antigo da humanidade, mas o interesse pela evolução da IPN se expandiu bastante nas duas últimas décadas. Já existem voos para o espaço profundo, todo ambiente além da órbita da Terra, e missões de pesquisa em andamento. Tais missões geram uma carga de dados grande que deve ser enviada de volta à Terra para os pesquisadores.

Porém, a comunicação com esses equipamentos espaciais, ou seja, qualquer equipamento voando pelo espaço que tenha capacidade de se comunicar com a Terra ou outro equipamento espacial, enfrenta grandes problemas devido ao canal de comunicação.

Com isso, diversas empresas, órgãos e pesquisadores de todo o mundo têm empregado esforços para o desenvolvimento e resolução de problemas da IPN (AKYILDIZ *et al.*, 2003).

2.2.1 Definição

A internet interplanetária, também chamada de rede interplanetária ou internet do sistema solar, é toda a comunicação de equipamentos, bases e antenas na Terra com equipamentos espaciais. Essa comunicação é semelhante com a Internet da Terra em alguns aspectos:, é modularizada em camadas, tem transmissão e recepção de dados e trabalha sobre diversos protocolos, diferentes dos protocolos terrestres.

A comunicação no espaço é subdividida em 3 seções:

1. Terra-Órbita: Representa a comunicação de envio e recepção de dados para o espaço, envolve toda comunicação da Terra com seus satélites em órbita (LEO, MEO e GEO);
2. Órbita-Espaço profundo: É a comunicação de borda da internet interplanetária, abrange a comunicação dos satélites de órbita com o *backbone* interplanetário, todos as aeronaves espaço afora;
3. Inter-Espaço: É a comunicação de *backbone* interplanetário, inclui toda comunicação entre aeronaves no espaço profundo.

Este trabalho (AKYILDIZ *et al.*, 2003) mostra outra forma de classificar a arquitetura da IPN como uma divisão em rede de *backbone* interplanetário, redes interplanetárias externas, e redes planetárias, onde:

1. Rede de *backbone* interplanetário provê a infraestrutura comum necessária para a comunicação entre a Terra e outros equipamentos espaciais como satélites, *rovers*, links intermediários e estações de retransmissão;
2. Redes interplanetárias externas também são chamadas de redes de proximidade e sua principal característica é que são formadas por grupos de espaçonaves voando próximas entre si no espaço profundo, enquanto a rede é formada dinamicamente. A comunicação entre os equipamentos da rede de proximidade é mais rápida, então um dos equipamentos deve ser o nó principal para comunicação;

Um exemplo de rede interplanetária externa são agrupamentos de equipamentos espaciais voando próximos entre si no espaço profundo.

3. Redes planetárias são compostas por duas sub-redes, a rede planetária de satélites e a rede planetária da superfície, sendo assim um modelo para ser implementado em cada planeta. As redes planetárias de satélites atuam como mediador da comunicação entre um planeta e o espaço profundo.

Devido ao ambiente em que a IPN se encontra, toda a formação lógica que é aplicada à Internet terrestre tem que ser repensada para esse contexto totalmente novo. As arquiteturas e topologias de rede devem abranger as características de mobilidade e conexão dos nós interplanetários, os protocolos devem ser adaptados aos novos tempos de resposta, os algoritmos de retransmissão, cálculo de rota, balanceamento e recuperação de dados têm de considerar os problemas enfrentados.

Os primeiros estudos para resolver os problemas que as redes enfrentam em ambientes inóspitos foram feitos com as DTNs, onde os autores estudam comunicação de satélites

(CAINI *et al.*, 2008), roteamento de armazenamento para sensores (SELIGMAN *et al.*, 2007), envio de mensagens com uso eficiente de energia (BANERJEE *et al.*, 2007), comunicação de sensores para aplicações de agricultura (OCHIAI *et al.*, 2011) e monitoramento da qualidade da água com sensores submersos (OGALLO, 2016).

2.2.2 *Redes tolerantes a atraso*

O propósito inicial das DTNs, também chamadas de redes tolerantes à interrupção, foi criar um ambiente propício para IPN (NELSON ANIL NATHA, 2013; BURLEIGH *et al.*, 2003) pensando na comunicação no espaço profundo, devido ao ambiente hostil em que a IPN atua.

Com isso, diversos autores estudaram outras áreas em que redes operam em ambientes extremos, tais como:

1. **Redes veiculares:** redes formadas principalmente por carros, que cada vez mais têm se tornado objetos conectados, para diversos princípios como roteamento, cálculo de gastos e trânsito, piloto automático e posicionamento global. Uma DTN aplicada a esta área é chamada de Vehicular Delay-Tolerant Network (VDTN) (TORNELL *et al.*, 2015; LUO *et al.*, 2008; DANLEI Yu; YOUNG-BAE Ko, 2009).
2. **Operações militares:** As redes em ambiente militar também sofrem com situações extremas como altos atrasos de propagação, links intermitentes e equipamentos em sua maior parte heterogêneos. Seus usos variam de comunicação em ambientes táticos, internet em áreas remotas, envio de mensagens criptografadas, até comunicação em lugares com desastre (ZIYI Lu; JIANHUA Fan, 2010; WASHINGTON; IZIDUH, 2009; MAHESHAN; D, 2015).
3. **Ambiente submersos:** As redes em ambientes submersos enfrentam problemas principalmente na transmissão dos dados devido ao meio em que se encontram. Essas redes geralmente são formadas por sensores e conectadas por proximidade. Elas também contam com problema de mobilidade dos nós devido ao movimento da água, constantes energéticas para recarregar suas baterias e problemas de infraestrutura por serem projetadas para um ambiente com pressão (OGALLO, 2016; SUNDARARAJ; VELLAIYAN, 2010).

O estado da arte das DTNs ganhou muita força desde então. Novas pesquisas emergem e novos problemas são descobertos. É uma área que não é dependente de IPN, mas sim complementar, pois seus avanços podem ser aproveitados para a comunicação no espaço profundo (SILVA *et al.*, 2015; BRUNNER *et al.*, 2005; SILVA *et al.*, 2014; CHEN *et al.*, 2015).

A CCSDS contribui regularmente com padronizações e relatórios técnicos para missões espaciais, sempre com foco nos equipamentos da NASA, que têm diversas missões em andamento. A Tabela 4 mostra as principais missões em andamento, seu objetivo, data de lançamento e alvo. Dados de todas as missões em andamento, missões já executadas e algumas planejadas para o futuro estão disponíveis em McGregor (2020).

Tabela 4 – Missões da NASA em andamento.

Missão	Descrição	Lançamento	Alvo
ASTER	Projetado para capturar imagens de alta resolução da Terra, o Radiômetro de Reflexão Térmica e Reflexão Térmica do Advanced Spaceborne, ou ASTER, é um dos cinco instrumentos a bordo do satélite Terra da NASA. Os dados do instrumento são usados para criar mapas detalhados de temperatura, emissividade, refletância e elevação da superfície terrestre na Terra.	Dezembro 18, 1999	Terra
Cold Atom Laboratory	Uma instalação projetada para voar a bordo da Estação Espacial Internacional, do Laboratório de Átomo Frio, ou CAL, usará o ambiente de microgravidade exclusivo da estação espacial para observar fenômenos quânticos que seriam indetectáveis da Terra. O laboratório estará disponível para uso de vários pesquisadores científicos e foi projetado para ser mantido em órbita.	Maio 21, 2018	Universo
Diviner Lunar Radiometer Experiment	Um instrumento voando a bordo do Lunar Reconnaissance Orbiter da NASA, o Diviner Lunar Radiometer Experiment foi projetado para medir a temperatura da superfície da Lua, fornecendo informações importantes para futuras operações e exploração da superfície lunar.	Junho 18, 2009	Lua
InSight	O InSight, abreviação de Exploração Interior usando Investigação Sísmica, Geodésia e Transporte de Calor, é um módulo de aterrissagem em Marte projetado para dar ao Planeta Vermelho seu primeiro exame completo desde que se formou há 4 bilhões de anos.	Maio 5, 2018	Marte
Integrated Solar Array and Reflectarray Antenna	A missão ISARA demonstrará uma capacidade de comunicação CubeSat de alta largura de banda, pronta para infusão imediata em sistemas comerciais, governamentais e militares.	Novembro 10, 2017	Órbita da Terra
Juno	A sonda Juno, que entrou com sucesso na órbita de Júpiter em 4 de julho de 2016, irá pela primeira vez espiar abaixo da densa cobertura de nuvens para responder a perguntas sobre o gigante gasoso e as origens do nosso sistema solar.	Agosto 05, 2011	Júpiter
Mars Science Laboratory Curiosity Rover	O rover Curiosity da missão Mars Science Laboratory, o mais tecnologicamente avançado já construído, aterrissou na Cratera Gale de Mars na noite de 5 de agosto de 2012 (manhã de 6 de agosto) usando uma série de manobras de pouso complicadas nunca antes tentadas.	Novembro 26, 2011	Marte
Nuclear Spectroscopic Telescope Array	A missão do Telescópio Espectroscópico Nuclear, ou NuSTAR, estudará o universo em raios X de alta energia para entender melhor a dinâmica de buracos negros, estrelas explosivas e as galáxias ativas mais extremas.	Junho 13, 2012	Universo
Space Very Long Baseline Interferometry	A interferometria de linha de base do espaço muito longo é uma rede de antenas de rádio espaciais e terrestres que se combinam para criar o equivalente a um telescópio com um diâmetro mais do que duas vezes e meia o diâmetro da Terra.	Fevereiro 12, 1997	Universo
Wide-field Infrared Survey Explorer	O WISE foi lançado aos céus acima da Base da Força Aérea de Vandenberg, no centro da Califórnia, em 14 de dezembro de 2009. No início de 2011, havia terminado de varrer o céu inteiro duas vezes com luz infravermelha, tirando fotos de três quartos de um bilhão de objetos, incluindo galáxias remotas, estrelas e asteroides.	Dezembro 14, 2009	Universo

Fonte: Adaptado de (MCGREGOR, 2020)

As principais características que classificam a IPN como uma DTN e dificultam a comunicação no ambiente espacial são descritas a seguir.

2.2.2.1 Principais características

Grandes e variáveis **atrasos de propagação** são causados pelas enormes distâncias entre os nós no espaço profundo, devido ao ambiente extremamente espaçado. Pelo custo de produção e lançamento dos links, é inviável ter significativamente mais equipamentos, resultando em uma menor distância entre eles. Além disso, a movimentação dos nós devido à gravitação causa variações no atraso.

A **largura de banda assimétrica** é causada porque as partes remetentes, receptoras e os links no caminho têm taxas de transmissão diferentes e variantes. Isso ocorre devido a diversos fatores como tecnologia utilizada, ano de fabricação e constantes energéticas.

Altas taxas de erro de bit são causadas também pela distância entre os links de comunicação, onde a onda enviada sofre maior degradação tanto por percorrer a grande distância, quando por outras ondas e corpos físicos no caminho. Isso acarreta uma maior taxa de perda de bits pelo caminho.

A **conectividade intermitente** é gerada por uma conexão não confiável, onde não é possível garantir que um link esteja ativo em todo o decorrer da conexão. A distância é um agravante dessa situação e outros fatores contribuem para a intermitência, causada também por eventos inesperados como mau funcionamento no dispositivo, colisões com corpos celestes e falta de energia.

Problemas de infraestrutura são muito comuns devido ao alto custo de produção, lançamento e manutenção dos equipamentos. Outra problema é de padronização, já que cada fabricante tem seus próprios padrões.

Problemas de energia, massa e tamanho são parâmetros que devem ser bem planejadas devido ao ambiente espacial, onde a solução de energia mais abrangente é a energia do sol. Mesmo existindo sondas como a Voyager que funcionam com energia termo-elétrica. Além disso, o tamanho e a massa do equipamento influenciam no gasto de energia para voo.

Efeito *blackout* é um problema que está ganhando mais visibilidade recentemente (RAMJATAN *et al.*, 2020; MORABITO; Edquist, 2005; MORABITO, 2002; HE *et al.*, 2015). Ele ocorre quando um corpo celeste em movimento interfere completamente na linha de visão de dois equipamentos que se comunicam, causando um abafamento da conexão até que esse corpo

movimente-se para fora da linha de visão.

2.2.3 *Visão comercial e governamental*

No início da área de pesquisa da IPN, seu interesse era totalmente focado para a NASA e suas missões. Com o tempo, outros órgãos governamentais como a ESA (WÖRNER, 1975), o Centre National d'Études Spatiales (CNES) (GAULLE, 1961) e a JAXA (TACHIKAWA, 2003) tomaram interesse em IPN e suas vantagens para pesquisa.

O interesse então se tornou multi-governamental e passou a ser usado para evoluir a pesquisa e tecnologia do país e das agências específicas, porém tem surgido agora um investimento de empresas privadas com satélites e Internet interplanetária. Por exemplo, a SpaceX (E., 2002), que já lançou mais de 122 satélites e promete expandir cada vez mais sua rede de satélites. Em outro exemplo, a One Web (WYLER, 2012) é uma *start-up* que pretende revolucionar o setor da IPN (RIBEIRO, 2020).

Assim, temos um interesse comercial se formando sobre a IPN que com o investimento do setor privado e interesses próprios, pode aquecer a área e atrair novos pesquisadores para contribuir, criando uma corrida espacial comercial.

2.3 **Análise de desempenho**

A análise de desempenho, segundo (JAIN, 1991), é um conjunto de técnicas e testes aplicados a uma aplicação ou um conjunto de aplicações para tentar obter o melhor funcionamento possível com o menor custo. Também é usada para comparar qual *design* de aplicação é o melhor, em métricas pré definidas, sobre um conjunto de possíveis escolhas. Então a análise de desempenho classifica o elemento alvo em métricas comparáveis, a fim de auxiliar o processo de decisão.

Em uma análise de desempenho, diversos critérios devem ser ponderados e escolhidos da melhor forma a cumprir seu objetivo específico (GRENANDER; TSAO, 1972). Tais critérios formam uma terminologia da análise de desempenho essencial para o desenvolvimento dos testes. Os principais termos são:

1. Métricas: São os fundamentos observados para determinar o desempenho do sistema analisado. Por exemplo, tempo de resposta indica quão bem o sistema está lidando com a carga de trabalho, e pode ser comparado com outros sistemas;

2. Carga de trabalho: É todo volume de trabalho que o sistema irá executar enquanto é observado. Seu desempenho depende de como ele executa essa carga de trabalho. Por exemplo, um conjunto de instruções ordenadas para serem executadas pelo processador força o sistema a executar tão rápido quanto ele conseguir;
3. Parâmetros: São todas as características que têm efeito, seja negativo ou positivo, sobre o desempenho do sistema analisado. Por exemplo, o número de usuários é um parâmetro da carga de trabalho que afeta o desempenho do sistema. Geralmente é esperado que com mais usuários simultâneos, menor seja o desempenho do sistema;
4. Fatores: São todos os parâmetros que podem sofrer variação entre experimentos ou durante um experimento. Dessa forma, é uma característica que afeta o desempenho do sistema e é passível de sofrer variação de forma controlada. Por exemplo, o número de usuários é variável à escolha do pesquisador;
5. Níveis: Representam os valores que os fatores podem assumir durante a análise de desempenho. Por exemplo, o fator número de usuários pode assumir um valor específico n , onde $n \in \mathbb{N}^*$ ou pode-se assumir rótulos abstratos como poucos, alguns ou muitos usuários;
6. Serviços: São todas as funções que o sistema analisado oferece e que podem ser medidas. Por exemplo, em um sistema de rede de computadores é possível enviar e receber pacotes para um ou muitos destinos, alterar protocolos, alterar condições da rede e outras diversas funções;
7. Resultados: Que representam as consequências de tudo que foi escolhido, como os critérios citados acima, sobre o sistema analisado;
8. Amostra: É a quantidade referente à parte da população que será testada seguindo o protocolo escolhido. A escolha da amostra é um processo cauteloso, pois uma amostra pequena não é representativa do comportamento da população enquanto uma amostra grande se torna muito custosa para ser aferida.

Existem três métodos principais de análise de desempenho. A modelagem analítica é feita por modelos probabilísticos e executada por algoritmos que tentam prever o comportamento do sistema sobre uma carga de trabalho específica. Geralmente é usada quando o custo dos testes será muito grande para outros tipos de análise. Ela custa poucos recursos e tem grande confiabilidade (se bem modelada), porém pode ter grande complexidade e requerer um tempo inviável para sua realização, especialmente em virtude da complexidade.

A simulação é usada quando o sistema pode ser espelhado de forma virtual e os

resultados de seu comportamento podem ser imitados ou extrapolados para uma carga de trabalho específica. Um exemplo são as redes de computadores que podem ser facilmente simuladas e ter seus parâmetros alterados para atender necessidades específicas. Junto a simulação, é possível utilizar a modelagem analítica, como o modelo base para o simulador.

Em casos onde não há junção da simulação com a modelagem, a simulação tem menos precisão e menos confiabilidade além de custo de recursos maiores que a modelagem analítica, principalmente em virtude da escalabilidade e da repetibilidade, porém pode demorar bem menos (o que viabiliza alguns experimentos que levariam anos em modelagem analítica), ter maior escalabilidade (NGUYEN *et al.*, 2014) e ser mais barata que outros métodos de avaliação.

Por fim, a medição é usada quando os recursos disponíveis são muito favoráveis. Nesse método, o sistema é testado em pleno funcionamento ou com um protótipo de alta fidelidade que representa plenamente o sistema. Devido ao seu alto custo de reprodução, ao tempo de execução e à falta de controle e dificuldade de repetibilidade, essa solução é menos adotada, porém, tem bom índice de precisão e confiabilidade nos resultados.

A Tabela 5 mostrada em (JAIN, 1991) apresenta as considerações do autor sobre os métodos de análise e sobre os critérios de estágio onde o método é utilizado, tempo requerido, recursos, precisão, validação, custo e confiabilidade.

Tabela 5 – Métodos de análise de desempenho classificados por critério.

Crítérios	Modelagem analítica	Simulação	Medição
Etapa	Qualquer	Qualquer	Pós-protótipo
Tempo requerido	Longo	Médio	Variado
Ferramentas	Analistas	Computação	Instrumentação
Acurácia	Variada	Média	Variada
Validação	Fácil	Moderada	Difícil
Custo	Médio	Médio	Alto
Escalabilidade	Alta	Alta	Baixa

Fonte: Adaptado de (JAIN, 1991).

A análise de desempenho depende de métodos de escolha baseados no ponto de vista e experiência dos pesquisadores, o que pode causar erros na escolha dos critérios. JAIN (1991) apresenta uma metodologia chamada de abordagem sistemática para planejar uma boa análise de desempenho e evitar erros comuns.

1. Estabelecer objetivos e definir o sistema: O primeiro passo no planejamento de uma análise é definir o objetivo de estudo e obter conhecimento completo do sistema, suas funções e problemas, então definir os limites do estudo, que influenciam os parâmetros, métricas,

- carga de trabalho, fatores e níveis;
2. Enumerar serviços e resultados: O próximo passo é listar quais serviços o sistema analisado oferece e quais saídas esses serviços produzem. Assim, é possível definir parâmetros e carga de trabalho apropriados para o desenvolvimento do objetivo;
 3. Selecionar métricas: Em seguida, é recomendado escolher os critérios que quantificam o desempenho do sistema;
 4. Listar parâmetros: O próximo passo é identificar todos os critérios que influenciam no desempenho, listar-los e dividir-los em parâmetros do sistema e de carga de trabalho;
 5. Escolher fatores para observação: cada lista de parâmetros é dividida em duas novas listas, a dos parâmetros que podem variar e dos que não podem variar. Então, é recomendado escolher os fatores variantes que mais afetam o desempenho ou mais sigam seu objetivo;
 6. Escolher a técnica de avaliação: O próximo passo é analisar os recursos disponíveis para a análise e escolher a técnica de avaliação que mais se encaixa no seu objetivo, dentre modelagem analítica, simulação e medição;
 7. Escolher a carga de trabalho: Conhecendo todos os serviços que o sistema oferece é possível criar a carga de trabalho. É recomendado uma carga de trabalho progressiva que force o sistema a trabalhar cada vez mais;
 8. Planejar os experimentos: Um passo crucial é planejar os experimentos de forma que seja extraído o máximo de informação possível e com o mínimo de esforço. É recomendado que seja testado com níveis pequenos e grandes para forçar variação na carga de trabalho;
 9. Analisar e interpretar os dados: com as saídas produzidas pelos experimentos, é necessário agrupar os dados de forma que produzam algum conhecimento. É importante verificar a variabilidade dos dados de acordo com que o experimento é repetido;
 10. Apresentar os resultados: Por fim, os dados devem ser expostos de forma clara tanto para o pesquisador quanto para o usuário. Os dados devem ser colocados de forma que o entendimento seja de fácil entendimento e evitando-se jargões.

Nesta dissertação foi usada a metodologia de abordagem sistemática para realizar uma análise de desempenho da LAVIE, uma arquitetura de IPN híbrida. O método de análise escolhido foi o de simulação.

2.4 Simulação e Emulação de redes

Em redes de computadores, frequentemente novas soluções surgem, sejam protocolos, algoritmos de roteamento, segurança, recuperação de dados ou modelos de arquiteturas. Essas soluções precisam ser postas à prova e testadas para descobrir se confirmam ou refutam as hipóteses propostas.

Implementar tais soluções nas redes alvo em pleno funcionamento pode trazer grandes riscos, caso a solução tenha erros ou não se comporte como planejado. Os experimentos de avaliação podem gerar atrasos na rede, perda de pacotes importantes ou simplesmente parar totalmente o funcionamento de alguns serviços ou mesmo de toda a rede.

Para resolver esse problema são usados emuladores e simuladores de redes, que avaliam o comportamento modelado da rede sem precisar ter qualquer ligação com o ambiente externo, não afetando a rede real. Cada uma tem sua forma específica de funcionamento, suas vantagens e desvantagens (MCGREGOR, 2002; CHERTOV *et al.*, 2006).

2.4.1 Simulação

Um simulador de rede executa tarefas pré-agendadas de forma abstrata, para demonstrar o comportamento presumido de uma rede dado um modelo desse comportamento. O simulador usa fórmulas e modelos matemáticos para criar um ambiente virtual que teoricamente repete os resultados do comportamento da rede real.

Ele usa simulação de eventos discretos de forma cronológica, e toda interferência como perda de pacotes, atraso na rede ou mau funcionamento de equipamento, deve ser projetada pelo usuário.

Usado principalmente para pesquisa e educação, suas principais vantagens e desvantagens são:

1. vantagens:

- a) Rápida execução do experimento;
- b) Grande escalabilidade;
- c) Baixo custo.

2. desvantagens:

- a) Operações complexas;
- b) Depende fortemente da qualidade e do detalhamento da modelagem matemática;

- c) Difícil prever aleatoriedades;
- d) Menos preciso.

Exemplos de simuladores de redes são Mininet (MN, 2018; LANTZ *et al.*, 2010) , Network Simulator 2 (ns-2) (ISSARIYAKUL; HOSSAIN, 2009), Network Simulator 3 (ns-3) (RILEY; HENDERSON, 2010), Graphical Network Simulator-3 (GNS3) (GNS3, 2020) e OMNeT++ (VARGA, 2010). Usar um simulador economiza tempo e dinheiro em troca de perda de precisão.

O simulador usado nesta dissertação de mestrado foi o STK, um sistema da AGI software que usa eventos discretos para simular ambientes de rede. O STK tem foco em nós que possuem mobilidade, como veículos terrestres, marítimos, aéreos, espaciais e bélicos.

2.4.2 Emulação

Um emulador de rede imita o comportamento da rede real, executando-o de forma funcional em um ambiente à parte. O emulador pode ser uma solução em hardware ou em software que copia o estado de uma rede e todos seus componentes e executa com tráfego real sem interferir na rede original.

Ele pode ser configurado para replicar parâmetros como latência, perda de pacotes, funcionamento dos componentes de forma idêntica à rede espelhada.

Usado para testes de soluções em ambientes reais, suas principais vantagens e desvantagens são:

1. vantagens:

- a) Maior precisão e qualidade de serviço;
- b) Comportamento de uma rede real;
- c) Operações menos complexas.

2. desvantagens:

- a) Maior custo;
- b) Pouca escalabilidade;
- c) Experimento executado em tempo real (Pode se tornar demorado se o escopo for muito grande).

Exemplos de emuladores de redes são Network Emulator (NetEm) (HEMMINGER, 2005), Common Open Research Emulator (CORE) (AHRENHOLZ *et al.*, 2008) e Extendable Mobile Ad-hoc Network emulator (EMANE) (EMANE, 2020). Usar um emulador traz uma maior precisão quanto à implantação na rede real ao custo de maior tempo de experimento.

2.5 Considerações finais

Neste capítulo, foram apresentados os principais conceitos das áreas que abordamos nesta dissertação de mestrado, que são: redes de satélites, Internet interplanetária, simulação e emulação de redes e análise de desempenho.

Com relação às redes de satélites, foram apresentados os principais critérios que os classificam em diferentes categorias e seus parâmetros de escolha para a criação de uma boa constelação de satélites, a fim de mostrar que os parâmetros escolhidos nesse trabalho têm efeito sobre o resultado final.

A área da Internet interplanetária foi apresentada desde sua criação até seu interesse nos tempos modernos, como seu foco mudou e quais os principais problemas que continuam necessitando de atenção.

Logo em seguida, foi pontuada a diferença entre simulação e emulação em redes de computadores, que são conceitos geralmente usados de forma conjunta e confusa, então, temos a conclusão de que nenhuma é melhor que a outra, apenas têm aplicações em situações diferentes e cada uma tem seus benefícios e dificuldades.

Por fim, foram apresentados conceitos de análise de desempenho, mais especificamente sobre como conduzir uma boa análise e qual a principal metodologia seguir para evitar erros comuns.

A fundamentação teórica apresentada nesse capítulo fornece os fundamentos necessários para o desenvolvimento deste trabalho. O próximo capítulo apresenta a descrição da arquitetura e análise de desempenho proposta neste trabalho.

3 TRABALHOS RELACIONADOS

Neste capítulo, são apresentados os trabalhos que se assemelham em algum aspecto a esta pesquisa e servem como base ou como comparativo para a mesma. Devido à pequena quantidade de trabalhos na área de IPN não foram encontrados trabalhos muito semelhantes a este. Dessa forma, este capítulo está dividido nas três principais facetas de pesquisa que representam este trabalho: redes de satélites, arquiteturas em IPN e simulação de DTN.

3.1 Redes de satélites

Inicialmente, a comunicação por redes de satélites usava *links* de órbitas altas como os satélites de GEO. Com o tempo, o interesse por satélites de baixa órbita foi deixando de ser exclusivamente acadêmico para ter alcance e oportunidade comercial, devido aos estudos mostrarem que esse tipo de satélites são mais baratos e podem oferecer ser muito úteis quando a atraso e potência para envio de dados.

Esse é o principal motivo do trabalho de (SEBESTYEN *et al.*, 2018), onde os autores oferecem uma visão geral da comunicação de satélites, especialmente satélites de LEO. Os autores também mostram todos os passos e variáveis no planejamento e criação de link de satélite e testam o parâmetro de SNIR para uma constelação de satélites LEO e constatam uma problemática de baixa do SNIR nas regiões polares.

Outro ponto problemático da comunicação por redes de satélites é quão bem os protocolos existentes se saem ao trabalhar em redes com altos atrasos e taxas de erro. O trabalho (HENDERSON; KATZ, 1999) sumariza de quais formas a latência e assimetria de banda influenciam nos protocolos de transporte das redes terrestres TCP, discute qual versão do TCP é mais apropriada para uso de satélites LEO e GEO e por fim apresenta uma versão do TCP otimizada para uso em redes de satélites chamada STP (HENDERSON; KATZ, 1997b).

Outra versão do TCP para comunicação de satélites é o TCP-Peach (AKYILDIZ *et al.*, 2001) onde o autor tem o foco em controle de congestionamento e erro de bits, implementando novas funções para lidar com problemas de altos atrasos e conectividade intermitente. Melhorias do TCP-Peach são apresentadas em (AKYILDIZ *et al.*, 2002) e um esquema baseado em árvores em (AKYILDIZ; JIAN FANG, 2004).

Neste trabalho, usaremos um modelo em duas camadas para a comunicação de satélites. A primeira camada, mais próxima da terra, é composta por satélites LEO e a segunda

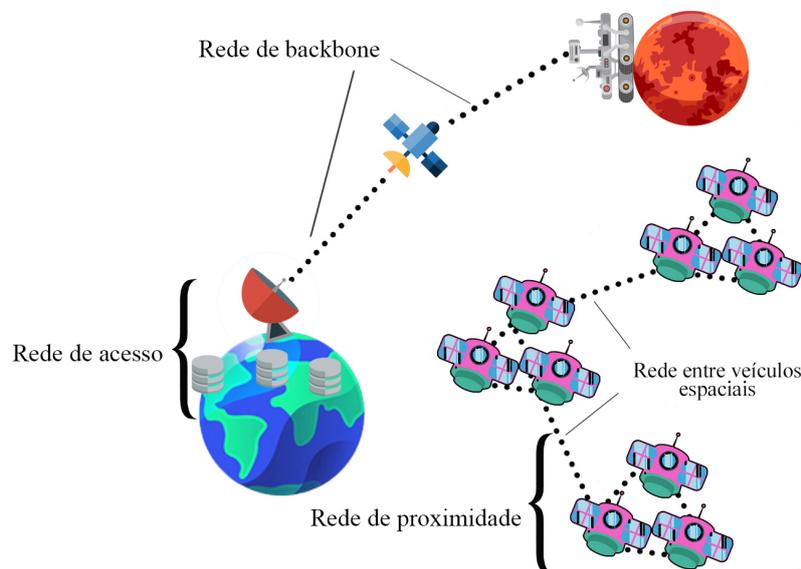
camada é composta por satélites GEO equatoriais. O protocolo de transporte usado é uma versão adaptada do STP, mostrada em (ELAASAR, 2003) e apresentado na seção 2.1.2.1.

3.2 Arquiteturas para Internet Interplanetária

Uma arquitetura de uma rede de computadores é uma especificação contendo todo o funcionamento lógico da comunicação da rede, especificação das camadas, detalhamento dos protocolos e descrição de modelos e padrões de comunicação. De posse de uma arquitetura bem formada, um profissional de rede deve ser capaz de reproduzir a rede descrita com total funcionamento.

Para o ambiente interplanetário, uma arquitetura de rede bem formada é essencial, principalmente por que grande parte de seu funcionamento deve ser feito de forma diferente das redes terrestres. (BHASIN; HAYDEN, 2001) apresentam uma arquitetura para a comunicação com foco específico nos equipamentos da NASA e padronizações da CCSDS. Os autores dividem a comunicação em quatro sub-redes específicas: rede de backbone, de acesso, inter-spacecraft e de proximidade. A Figura 9 mostra a distribuição da arquitetura tradicional.

Figura 9 – Arquitetura da internet interplanetária proposta por BHASIN e HAYDEN (2001).

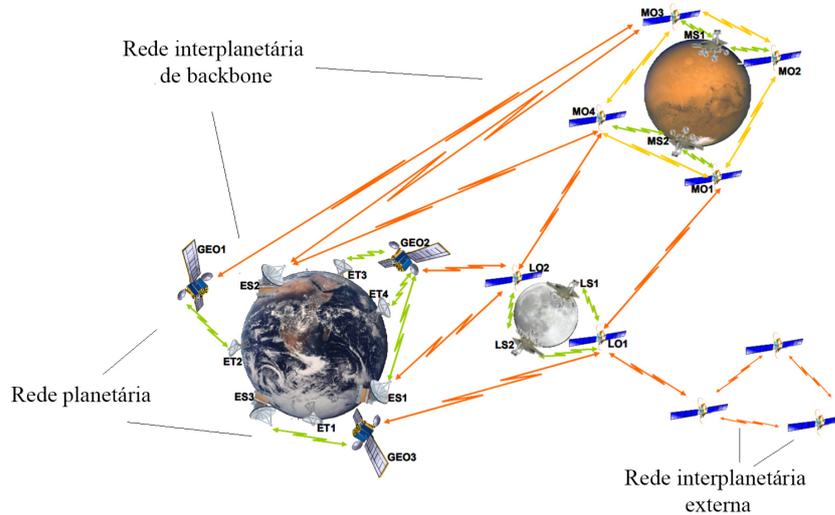


Fonte: Adaptado de BHASIN e HAYDEN (2001) .

Um modelo de arquitetura mais generalista é mostrado no trabalho de (AKYILDIZ *et al.*, 2003), onde a comunicação é dividida em três sub-redes: rede de backbone interplanetário, rede interplanetária externa e rede planetária, como foco em ser de fácil replicação para outros

planetas. A Figura 10 mostra o esquema de arquitetura proposto com o exemplo de Marte. Testes sobre essa arquitetura são feitos em (ARANITI *et al.*, 2010), onde o autor usa 2 equipamentos na superfície de Marte e duas bases terrestres se comunicando através de um satélite GEO.

Figura 10 – Arquitetura da internet interplanetária proposta por AKYILDIZ *et al.* (2003).



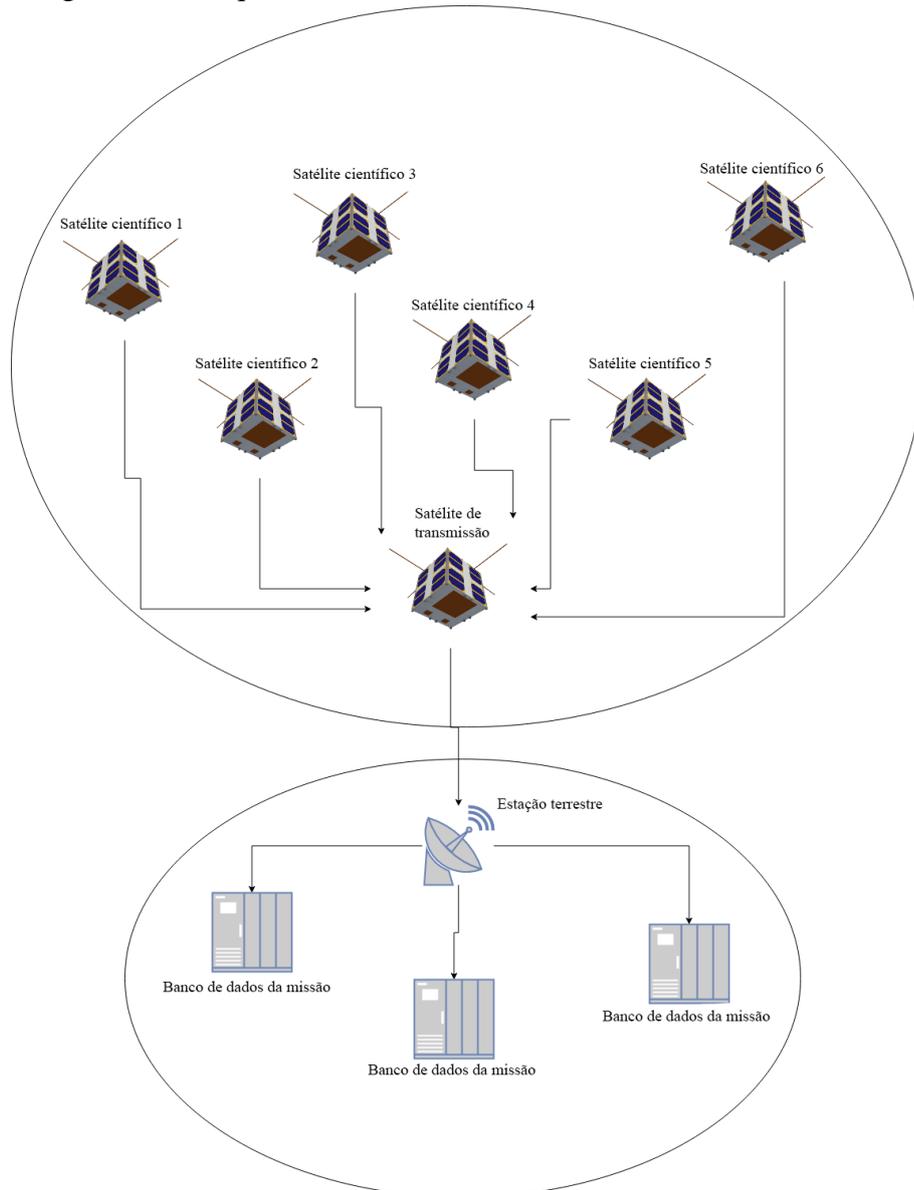
Fonte: Adaptado de AKYILDIZ *et al.* (2003).

Para redes de satélites menores chamados *Small Sats*, os autores (MILLIANO; VERHOEVEN, 2010; ROMANO *et al.*, 2010), mostram as vantagens do uso de sua arquitetura de nano-satélites para objetivos de pesquisa e coleta de dados. O modelo de comunicação da arquitetura é feito em redes de proximidade *ad-hoc* e com um nó escolhido para retransmissão, usando a estratégia de *store and forward* como é mostrado na Figura 11.

A CCSDS tem sua própria padronização para arquiteturas em IPN, definida em (LIU *et al.*, 2018), e segue a RFC 4838 (BURLEIGH; HOOKE, 2007). Sua arquitetura é baseada em dividir a rede interplanetária em regiões hierárquicas. A pilha de protocolos também é alterada para adicionar a camada de agrupamento logo abaixo da camada de aplicação e a internet interplanetária é tratada de forma diferente da internet terrestre. A Figura 12 mostra a pilha de protocolos alterada para o ambiente interplanetário.

Nesta dissertação de mestrado, a LAVIE tem objetivos de modularizar o trabalho de envio para outros planetas, através das camadas de satélites, e ser um modelo replicável em outros planetas. A pilha de protocolos é mantida semelhante à internet terrestre.

Figura 11 – Arquitetura de nano-satélites com nós de retransmissão.



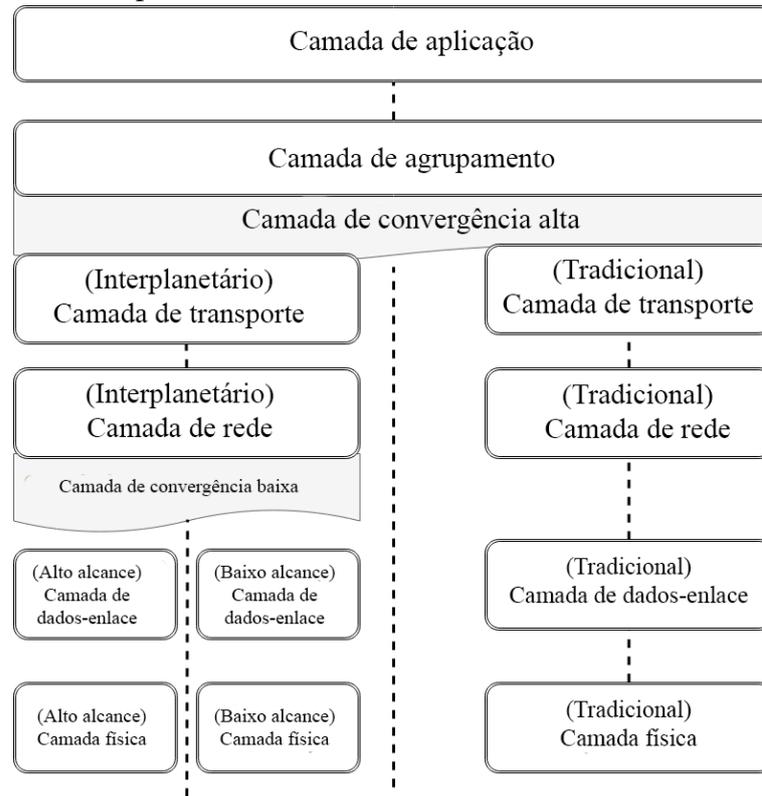
Fonte: Adaptado de Milliano e VERHOEVEN (2010).

3.3 Simulação de redes tolerantes a atraso

A simulação em redes com problemas de conexão é um desafio em si, pois a maior parte dos trabalhos e simuladores existentes na literatura é focada nas redes convencionais. A primeira menção a um simulador de DTN é feita por (KALDENBACH *et al.*, 1987) onde o trabalho realizado é uma parceria entre o Rome Air Development Center (RADC), Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA), e a Strategic Defense Initiative Organization (SDIO) para apoio ao Multiple Satellite System Program (MSSP).

O simulador criado em (KALDENBACH *et al.*, 1987) trabalha com uma rede de satélites de baixa órbita, pode medir parâmetros de mensagens enviadas, *uplinks*, *downlinks*,

Figura 12 – Pilha de protocolos dividida em Internet convencional e interplanetária.



Fonte: Adaptado de AKYILDIZ *et al.* (2003).

crosslinks e Carrier-to-Noise Ratio (CnO) e, além disso, permite mudar o algoritmo de roteamento usado.

Em outro ponto de vista, (ENDRES *et al.*, 2004) apresentam o design e a implementação de um simulador focado na comunicação para as missões de Marte e com o uso do protocolo UDP sobre o Internet Protocol (IP). O simulador necessita de um modelo de comunicação gerado pelo software STK (AGI, 2020) para definir como os links vão se comportar e onde estarão localizados, e tem como saída as métricas de erro de bit e atraso no envio/recebimento.

O trabalho mais confiável na questão de movimentação dos links no espaço é apresentado em (NIEHOEFER *et al.*, 2013), onde o autor apresenta o The Open Source Satellite Simulator (OS3), o qual é baseado no OMNeT++ com uso do *framework* INET. O OS3 realiza a simulação de constelações de satélites de qualquer órbita e inclinação e também aceita o modelo gerado pelo STK. Além disso, tem integração com uma API de dados climáticos, onde usa dados em tempo real para simular o clima.

A confiabilidade do trabalho se dá pelo autor ter testado o OS3 com dados reais, fornecidos pelo Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Para validação do simulador, o autor recebeu os dados e montou uma rede de satélites pelo OS3, executou o mesmo número

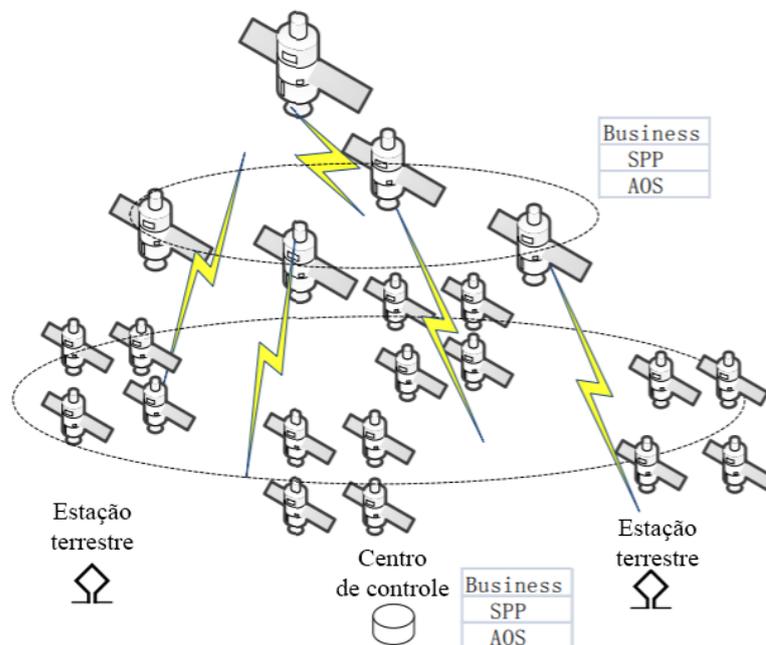
de horas da simulação e comparou com os dados reais, o que mostrou um alto índice de precisão, principalmente no modelo de movimentação dos satélites.

O trabalho de (LIU *et al.*, 2018) mostra a construção de um simulador de rede de satélites com o uso das padronizações da CCSDS. O simulador usa o protocolo Space Packet Protocol (SPP) e Advanced Orbiting Systems (AOS). A Figura 13 mostra o modelo de rede proposto no trabalho. O simulador necessita do uso do STK para gerar o modelo de movimentação dos links e permite múltiplas constelações ao mesmo tempo. Na simulação, as métricas são o uso de largura de banda e o *throughput*.

Por sua vez, o STK é software capaz de não só modelar as redes de satélites, como usar módulos de simulação para criar ambientes de comunicação completa, com criação e configuração de redes de satélites.

Nesta dissertação, será usado o STK para modelar as constelações, bases e esquemas de configuração e para simular a rede.

Figura 13 – Modelo de arquitetura proposta em LIU *et al.* (2018)



Fonte: Adaptado de LIU *et al.* (2018).

Nesta dissertação de mestrado, foi usado o simulador e modelador de links STK. A Tabela 6 demonstra as semelhanças e diferenças entre este trabalho e todos citados neste capítulo.

Tabela 6 – Comparação dos trabalhos relacionados divididos em critérios.

Referência	Tipo de satélite	Simulador	Arquitetura	Protocolo	Tipo de artigo
(SEBESTYEN <i>et al.</i> , 2018)	LEO	Eventos discretos	-	-	Estudo de caso
(HENDERSON; KATZ, 1999)	LEO e GEO	Não	-	STP	Proposta de protocolo
(AKYILDIZ <i>et al.</i> , 2001)	-	Não	-	TCP-Peach	Proposta de protocolo
(BHASIN; HAYDEN, 2001)	-	Não	Backbone, acesso, inter-spacecraft e proximidade	-	Proposta de arquitetura
(AKYILDIZ <i>et al.</i> , 2003)	-	CCSDS	Backbone interplanetário, interplanetária externa e planetária	-	Proposta de arquitetura
(MILLIANO; VERHOEVEN, 2010)	Nano	Baseado em proximidade	Proximidade com <i>Store and Forward</i>	-	Proposta de arquitetura
(LIU <i>et al.</i> , 2018)	LEO, MEO e GEO	Eventos discretos	Específico para a CCSDS	-	Proposta de arquitetura
(KALDENBACH <i>et al.</i> , 1987)	-	Novo	-	-	Proposta de simulador
(ENDRES <i>et al.</i> , 2004)	-	Novo	Importada do STK	UDP	Proposta de simulador
(NIEHOEFER <i>et al.</i> , 2013)	LEO, MEO e GEO	OS3 com mobilidade de nós	Importada do STK	-	Proposta de simulador
(LIU <i>et al.</i> , 2018)	LEO e GEO	Eventos discretos com mobilidade de nós	Importada do STK	-	Proposta de simulador
LAVIE	LEO e GEO	STK	(LAVIE) - Redes planetárias compostas por camada de acesso e camada de borda equatorial replicadas em cada planeta	STP	Proposta de arquitetura

Fonte: o autor.

3.4 Considerações Finais

Neste capítulo, foram apresentados os trabalhos que serviram como base ou inspiração para a idealização deste trabalho. O capítulo foi dividido em três seções. A primeira apresentou como o interesse por redes de satélites LEO cresceu com o tempo e o uso de duas ou mais constelações de satélites ao mesmo tempo. A segunda seção mostrou as principais arquiteturas propostas para IPN.

Por fim, a terceira seção resumizou os principais simuladores encontrados na literatura. Além disso, foram citados os pontos fortes de cada simulador e seu principal foco de implementação.

O próximo capítulo apresenta a fundamentação teórica relacionada com a elaboração desta dissertação de mestrado.

4 PROPOSTA

Neste capítulo, são apresentadas a LAVIE, uma proposta de arquitetura para internet interplanetária e a metodologia de análise de desempenho utilizada para testá-la.

4.1 Leo-geo hybrid Architecture for Vast distance Internet Enhancement

O modelo de comunicação é composto por duas camadas de satélites organizadas da seguinte forma:

1. Primeira camada: É a camada mais próxima do planeta e é formada por satélites LEO. Essa camada é chamada de camada de acesso e sua funcionalidade é servir como um intermediário na comunicação das antenas e bases terrestres com a segunda camada.

Por ser formada por satélites de órbita mais baixa, seu tempo de resposta é mais rápido que a segunda camada. A constelação de satélites nesta primeira camada deve ser criada de forma que a cobertura global seja no mínimo 99%. Para atingir uma boa cobertura é necessário que os satélites tenham uma boa disponibilidade, parâmetros esse que é afetado pela densidade de satélites na órbita, altitude, angulação do sensor interno e pontos de interesse no planeta.

Essa camada usa o protocolo de transporte STP, mostrado na seção 2.1.2.1, devido ao protocolo se mostrar mais eficiente que outros no trabalho de (AKAN *et al.*, 2002) para comunicação de satélites de baixa órbita. Então, por referência a arquitetura usa a estratégia de "*store and forward*" implementada no STP.

2. Segunda camada: É formada por satélites GEO em órbita equatorial. Essa camada é chamada de camada de borda equatorial e sua funcionalidade é servir como interface de entrada e saída das mensagens da camada de acesso para o *backbone* interplanetário.

Entendemos como *backbone* interplanetário, neste trabalho, todos os equipamentos que não orbitam planetas, ou seja, links que não são os links finais em uma comunicação, então, o *backbone* interplanetário depende da comunicação e tem visões específicas.

Em uma comunicação da Terra com Marte, olhando da visão da Terra, ela é a parte emissora, Marte é a parte receptora e todos os links dos outros planetas e *clusters* de equipamentos voando juntos pelo espaço, são o *backbone* interplanetário.

Por ser constituída de satélites de órbita alta, sua cobertura é muito maior e além disso, são satélites mais potentes e com uma linha de visão maior para os outros planetas. Sua

carência de cobertura nas áreas polares é suprida pela constelação de satélites da primeira camada, que fornece uma cobertura global, então se um emissor enviar uma informação de um lugar muito próximo aos polos, esse dado será roteado entre a primeira camada e o satélite LEO mais próximo do equador e depois para a segunda camada.

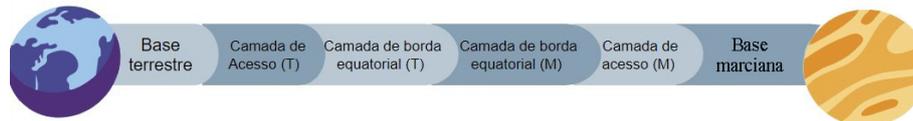
Essa camada usa o protocolo de transporte padronizado pela CCSDS para IPN.

A LAVIE não se adequa totalmente a RFC 4838 (BURLEIGH; HOOKE, 2007), já que é uma especificação nova e diferente da CCSDS. Porém, são usados alguns conceitos da RFC para construção da arquitetura, como *end point* para envio dos dados representados por camada de borda equatorial, fragmentação da arquitetura aqui representado por camadas.

Essa estrutura em duas camadas será a rede planetária distribuída em cada planeta. Assim, a segunda camada de uma rede planetária específica sempre se comunicará com outra segunda camada de outra rede planetária.

O fluxo da comunicação é mostrado a seguir (Figura 14). Quando houver a necessidade de enviar alguma informação para outro planeta, a informação é gerada pela rede terrestre e enviada à camada de acesso do planeta, ou seja, para o satélite LEO visível mais próximo da antena de origem (base terrestre).

Figura 14 – Fluxo de comunicação da Terra para Marte sobre a arquitetura.



Fonte: Autor.

O satélite da camada de acesso que recebeu a informação irá enviar prioritariamente para um dos satélites da camada de borda equatorial. Caso não seja possível enviar diretamente, por motivos de linha de visão, a camada de acesso irá rotear essa informação para um satélite LEO que consiga estabelecer uma linha de visão para a segunda camada e enviar o dado.

Então, o satélite GEO que receber o pacote irá iniciar a comunicação com a camada de borda equatorial do planeta receptor, ou com a rede de proximidade alvo, por meio do protocolo de transporte específico.

Esse modelo de comunicação tem foco em ser de fácil replicabilidade para outros planetas usarem a mesma estrutura padronizada. É esperado que no futuro cada planeta do sistema solar possa se comunicar de forma a tornar real a internet do sistema solar.

A Tabela 7 apresenta as principais diferenças entre o modelo de comunicação que é usado atualmente na IPN e a LAVIE, proposta aqui.

Tabela 7 – Diferenças entre o modelo tradicional de comunicação e a LAVIE.

	Modelo tradicional	LAVIE
Descrição da arquitetura	Criada durante o planejamento da missão	Base já implementada e testada, será apenas modificada para atender requisitos específicos
Custo	Baixo	Alto
Complexidade (Implementação)	Alto	Baixo
Propósito	Específico para missão	Uso geral
Tempo de vida	Tempo de vida da missão	Longo tempo de vida
Propriedade	Órgão responsável pela missão	Global

Fonte: o autor.

A Tabela 8 mostra as especificações dos satélites e das órbitas presentes na arquitetura.

Tabela 8 – Especificações de satélites e órbita das constelações propostas.

Tipo de satélite	Número de satélites		Órbita		
	Poucos	Muitos	Altitude	Tipo	Inclinação
GEO	2 - 4	5 - 10	35.786 km	Elíptica	55 graus
LEO	10 - 13	14 - 20	1250 km	Elíptica	47 graus

Fonte: o autor.

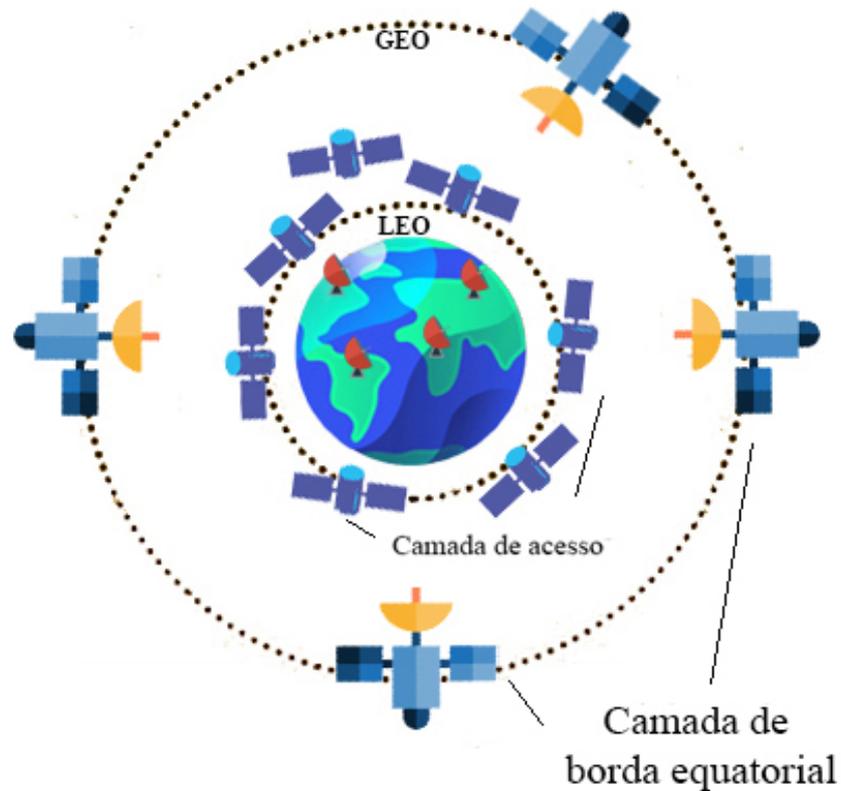
A Figura 15 mostra a LAVIE sobre a visão de altitude da órbita, enquanto a Figura 16 mostra sob a visão de inclinação da órbita.

4.2 Análise de desempenho

Esta dissertação de mestrado usou a abordagem sistemática de dez passos, proposta por (JAIN, 1991) e descrita detalhadamente na seção 2.3, com o objetivo de minimizar qualquer viés proveniente de uma construção desorganizada. Os passos da abordagem sistemática são detalhados a seguir:

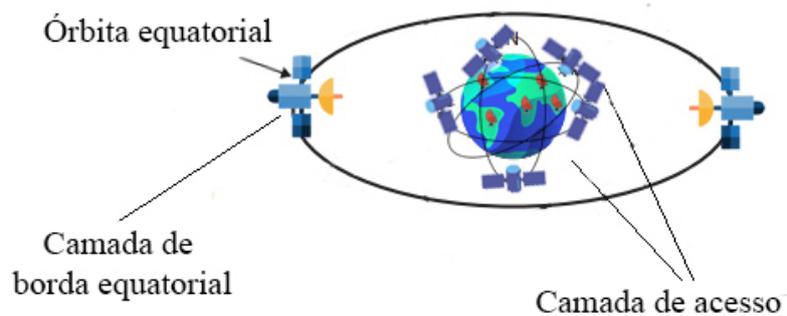
1. O objetivo da análise de desempenho realizada é comparar duas arquiteturas de redes interplanetárias, a LAVIE proposta neste trabalho e a arquitetura de base utilizada atualmente

Figura 15 – Modelo de comunicação proposta sobre a visão de altitude das camadas.



Fonte: Autor.

Figura 16 – Modelo de comunicação proposta sob a visão de inclinação das camadas.



Fonte: Autor.

para comunicação (exemplo de uma missão da NASA (BHASIN; HAYDEN, 2001)), por meio do software de criação e simulação de redes STK.

2. O simulador Systems ToolKit (STK) mostrado em (AGI, 2020) é implementado na linguagem de programação C++ e trabalha com a realização de eventos discretos. O STK trabalha com módulos, onde cada um agrega uma funcionalidade diferente ao STK, que são: STK Professional, STK Analysis Workbench, STK Analyzer, STK Communications, STK Coverage, STK Integration, dentre outros.

Cada módulo requer uma licença que pode ser requisitada ao STK, com os módulos, se torna possível construir as constelações no STK, definir bases terrestres, implantar sensores, definir emissores e receptores, descrever fluxo de conexão, simular movimentação dos satélites, simular troca de pacotes, coletar e salvar resultados.

O simulador disponibiliza como saída um arquivo em formato .txt ou .csv, o qual contém dados para calcular o uso de banda da rede o *throughput* durante o tempo do experimento e o tempo de resposta de cada pacote.

3. As métricas escolhidas para quantificar esta análise de desempenho foram a porcentagem de utilização da banda definida por (PAVARANGKOON *et al.*, 2016) e demonstrada na equação 4.1, e o *throughput* definido por (MORGAN *et al.*, 2000) é calculado pela equação 4.3, onde o intervalo de tempo é de 1 segundo.
4. Os parâmetros que podem influenciar o resultado da análise de desempenho foram divididos em parâmetros do sistema e parâmetros de carga de trabalho.
 - a) Parâmetros do sistema: número de constelações, número de satélites em cada constelação, altitude da órbita, excentricidade da órbita, inclinação dos satélites.
 - b) Parâmetros de carga de trabalho: número de pacotes enviados, atraso da rede, taxa de perda de bits, tempo de inatividade do link, tempo do efeito *blackout*, tamanho do pacote, protocolo de transporte utilizado.
5. Cada lista de parâmetros foi dividida em duas listas, a dos parâmetros que podem variar e são chamados de fatores, e dos parâmetros que não podem variar.
 - a) Parâmetros do sistema:
 - i. Fatores: número de satélites em cada constelação, altitude da órbita e Inclinação dos satélites.
 - ii. Parâmetros constantes: número de constelações e excentricidade da órbita.
 - b) Parâmetros de carga de trabalho:
 - i. Fatores: número de pacotes enviados, atraso da rede, taxa de perda de bits, tempo de inatividade do link, tempo do efeito *blackout*, tamanho do pacote, protocolo de transporte utilizado.
 - ii. Parâmetros constantes: -
6. A técnica de avaliação escolhida foi a simulação.
7. A carga de trabalho será feita alterando o número de satélites em cada constelação, que afeta diretamente a cobertura da constelação, a quantidade e tamanho dos pacotes.

8. O planejamento dos cenários para os experimentos se deu em variar os fatores:

- a) Número de satélites varia em:
 - i. Poucos satélites: 12 satélites LEO e 4 satélites GEO;
 - ii. Muitos satélites: 24 satélite LEO e 8 satélites GEO.
- b) Quantidade de pacotes varia em:
 - i. Tráfego leve: 3.913 pacotes
 - ii. Tráfego intenso: 195.662 pacotes
- c) Tamanho dos pacotes varia em:
 - i. Pacotes pequenos: 255.542 kB
 - ii. Pacotes Grandes: 655.542 kB

As influências na arquitetura se dão por:

- a) Número de satélites: aumentar o número de satélites da rede irá garantir uma maior cobertura do planeta emissor e maior linha de visão para o planeta receptor. Também aumenta a replicabilidade dos dados gerando menor perda de pacotes. Contudo, irá deixar a arquitetura mais cara de ser implementada e agregar complexidade para sincronização das orbitas e satélites.
 - b) Quantidade de pacotes: alterar a quantidade de pacotes irá forçar uma sobrecarga da rede, iniciando com poucos pacotes e aumentando para o máximo, para simular uma comunicação com muita frequência de envio e resposta, esse comportamento é usado na troca de mensagens de controle e comunicação em tempo real com equipamentos no espaço.
 - c) Tamanho do pacote: alterar o tamanho do pacote causará mais sobrecarga na rede, iniciando com o tamanho mínimo de pacote até o máximo, assim forçando a rede a ter menos pacotes com maior tamanho. Esse comportamento é usado na transferência de arquivos, fotos e vídeos de equipamentos no espaço.
9. Os dados serão exportados localmente, onde será feita uma limpeza dos mesmos. Após, retirados parâmetros desnecessários, os resultados serão calculados nas métricas de *throughput* e uso da banda.
10. A apresentação dos dados será feita por meio de tabelas e gráficos, onde será possível ver e comparar os dados de forma fácil.

Alterar a quantidade e o tamanho dos pacotes é benéfico, pois assim, é possível comparar se é melhor usar uma rede com muitos pacotes e tamanho pequeno ou com poucos

pacotes de tamanho grande. A Tabela 9 apresenta os oito cenários planejados e a Tabela 10 mostra os valores para os cenários.

A Tabela 11 mostra as especificações detalhadas do equipamento usado nestes experimentos.

O cálculo de porcentagem de utilização da banda de 1 satélite, segue a equação 4.1:

$$lb_i = \frac{\text{Largura de banda utilizada}}{\text{Largura de banda total}} \quad (4.1)$$

O cálculo da banda de uma constelação com número de satélites igual a NUM_SAT, é calculada segundo a equação 4.2

$$lb = \frac{\sum_{n=1}^{NUM_SAT} lb_i}{NUM_SAT} \quad (4.2)$$

O cálculo do *throughput* para 1 satélite, segue a equação 4.3, o *throughput* será calculado no intervalo de tempo de 1 segundo:

$$tg_i = \frac{\text{Volume de dados enviados com sucesso}}{\text{Unidade de tempo}} \quad (4.3)$$

O cálculo do *throughput* de uma constelação com número de satélites igual a NUM_SAT, é calculado segundo a equação 4.4

$$tg = \frac{\sum_{n=1}^{NUM_SAT} tg_i}{NUM_SAT} \quad (4.4)$$

Tabela 9 – Cenários para a carga de trabalho da análise de desempenho.

Cenários	Carga de trabalho		
	Número de satélites	Número de pacotes	Tamanho do pacote
Cenário 1	Poucos	Mínimo	Curto
Cenário 2	Poucos	Mínimo	Longo
Cenário 3	Poucos	Máximo	Curto
Cenário 4	Poucos	Máximo	Longo
Cenário 5	Muitos	Mínimo	Curto
Cenário 6	Muitos	Mínimo	Longo
Cenário 7	Muitos	Máximo	Curto
Cenário 8	Muitos	Máximo	Longo

Fonte: o autor.

Tabela 10 – Valores da carga de trabalho para os cenários.

Cenários	Carga de trabalho		
	Número de satélites	Número de pacotes	Tamanho do pacote
Cenário 1	12 - LEO 4 - GEO	3.913	255.542 kB
Cenário 2	12 - LEO 4 - GEO	3.913	655.542 kB
Cenário 3	12 - LEO 4 - GEO	195.662	255.542 kB
Cenário 4	12 - LEO 4 - GEO	195.662	655.542 kB
Cenário 5	24 - LEO 8 - GEO	3.913	255.542 kB
Cenário 6	24 - LEO 8 - GEO	3.913	655.542 kB
Cenário 7	24 - LEO 8 - GEO	195.662	255.542 kB
Cenário 8	24 - LEO 8 - GEO	195.662	655.542 kB

Fonte: o autor.

Tabela 11 – Especificações da máquina usada para os experimentos.

CPU	Intel(R) Core(TM) i5-9400F CPU @ 2.90GHZ
Placa Gráfica	Radeon RX 590 Series
Memória RAM	8,00 GB DDR3
Memória Gráfica	8,00 GB DDR6
Armazenamento	250 GB SSD e 1TB Disco
Sistema Operacional	Windows 10 Pro

Fonte: o autor.

4.3 Considerações Finais

Neste capítulo foi apresentada a arquitetura para redes interplanetárias criada para esta pesquisa, suas especificações em camadas e os benefícios esperados. Por fim, é discutida a análise de desempenho a ser realizada sobre a abordagem sistemática proposta por (JAIN, 1991).

O próximo capítulo apresenta os resultados preliminares obtidos durante os experimentos desse trabalho.

5 EXPERIMENTO

Neste capítulo, são apresentados os passos seguidos para a execução do experimento, desde elaboração dos cenários, escolha dos softwares e variáveis, até a preparação, implementação dos cenários, a execução dos experimentos com coleta de métricas e apresentação dos resultados.

5.1 Resultados preliminares

5.1.1 Experimento

O objetivo primário do experimento é descobrir qual o menor valor do número de satélites em que é alcançado o valor de 100% na cobertura do planeta Terra. Como objetivo secundário temos a observação de como os valores aumentam quando o número de satélites na constelação é incrementado.

O experimento realizado consistiu em uma análise de desempenho onde o fator alterado foi o número de satélites da constelação. O valor foi iniciado em 1 satélite e foi incrementado em uma unidade a cada novo experimento, até que o valor que alcançasse 100% de cobertura fosse encontrado.

Outros dados que não foram utilizados no experimento, também são muito importantes, como altitude dos satélites, velocidade de rotação e ângulo do sensor. Além disso, dados sobre o planeta central podem ser configurados como tamanho, massa e força gravitacional.

A técnica de avaliação usada foi a simulação, onde foi usado o simulador OS3. E este simulador é ideal para cenários onde há apenas uma constelação operando e o principal foco da simulação é referente à movimentação dos links.

Foram necessárias pequenas alterações no código do simulador para que o mesmo aceitasse a alocação de diversas bases terrestres e coletasse os dados em uma menor unidade de tempo por vez.

Feitas essas mudanças, a execução dos experimentos se deu por iniciar com um cenário onde a constelação foi formada por apenas um satélite LEO, e a cada 20 segundos dois pontos aleatórios pelo globo foram selecionados e foi verificado se há pelo menos um satélite em vista de cada um dos pontos, isso simula a comunicação de uma base em um ponto na Terra para outra base. A duração do cenário é de 1000 horas resultando em 180.000 verificações.

Os cenários em seguida são compostos pelo número de satélites do cenário passado + 1, e a mesma estrutura destes é seguida. Cada cenário é simulado trinta vezes, para cálculo de intervalo de confiança. Ao fim das trinta execuções do cenário, os dados são coletados e são calculados a média e o desvio padrão da cobertura global. O experimento é encerrado quando o valor de 100% de cobertura é atingido.

5.1.2 Resultados

Ao fim do estudo, foi observado que o valor de cobertura cresce muito rapidamente até o valor de sete satélites. Após isso, aumenta lentamente, principalmente entre os valores de onze e dezessete satélites, alcançando 100% de cobertura com dezoito satélites.

A Tabela 12 mostra a média dos dados obtidos para trinta execuções de cada cenário até dezoito satélites. Para uma maior confiabilidade nos resultados obtidos, foi calculado o desvio padrão como mostrado na Tabela 13 e o intervalo de confiança para $\alpha = 0.05$, ou seja, um nível de confiabilidade de 95%. A Tabela 14 mostra o intervalo de confiança dos dados.

Então, considerando o preço de construção, lançamento e manutenção de um satélite, é possível dizer que não vale a pena dobrar a quantidade de satélites apenas para conseguir o acréscimo de 1% na cobertura.

Na Figura 17 é possível ver o rápido aumento no início dos experimentos e sua diminuição na velocidade de crescimento até atingir 100% de cobertura. Os intervalos de confiança não foram mostrados por terem ficado muito pequenos de forma a ser inviável mostrá-los na figura.

Por fim, esse resultado foi importante para uso na LAVIE. Assim, foi obtida a informação de que com nove satélites é alcançado um alto valor de 99% de cobertura. Então, foi testado se a alteração para dezoito satélites causaria grande efeito na transmissão de pacotes.

Tabela 12 – Média de cobertura por número de satélites na constelação.

Media								
1 SAT	2 SAT	3 SAT	4 SAT	5 SAT	6 SAT	7 SAT	8 SAT	9 SAT
9,47%	27,41%	58,1%	76,1%	87,65%	88,1%	92,86%	92,94%	99,05%
10 SAT	11 SAT	12 SAT	13 SAT	14 SAT	15 SAT	16 SAT	17 SAT	18 SAT
99,07%	99,93%	99,94%	99,94%	99,95%	99,95%	99,99%	99,99%	100%

Fonte: o autor.

Tabela 13 – Desvio padrão da cobertura por número de satélites na constelação.

Desvio Padrão								
1 SAT	2 SAT	3 SAT	4 SAT	5 SAT	6 SAT	7 SAT	8 SAT	9 SAT
0,0662196	0,111336	0,102449	0,107921	0,0938635	0,0848951	0,0558904	0,0573353	0,0532205
10 SAT	11 SAT	12 SAT	13 SAT	14 SAT	15 SAT	16 SAT	17 SAT	18 SAT
0,0573326	0,0216210	0,0164189	0,014856	0,0143035	0,0115933	0,000868050	0,000719934	0

Fonte: o autor.

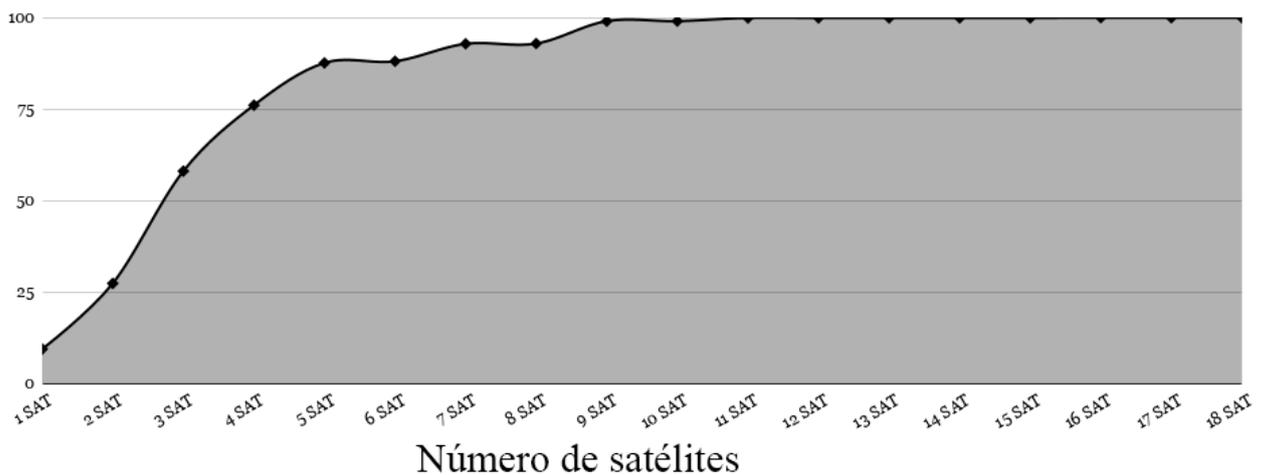
Tabela 14 – Intervalo de confiança com cobertura mínima e máxima, para o nível de confiança de 95%.

Intervalo de confiança (0.05)									
	1 SAT	2 SAT	3 SAT	4 SAT	5 SAT	6 SAT	7 SAT	8 SAT	9 SAT
Min	9,45019%	27,37404%	58,03889%	76,0580%	87,61780%	88,06378%	92,84138%	92,91920%	99,04067%
Max	9,497584%	27,45372%	58,11221%	76,13528%	87,68497%	88,12454%	92,88138%	92,96023%	99,0787%
	10 SAT	11 SAT	12 SAT	13 SAT	14 SAT	15 SAT	16 SAT	17 SAT	18 SAT
Min	99,0550%	99,92809%	99,934%	99,93496%	99,94765%	99,948%	99,99857%	99,99863%	100%
Max	99,09607%	99,94357%	99,94670%	99,94559%	99,95789%	99,95720%	99,99919%	99,99914%	100%

Fonte: o autor.

Figura 17 – Cobertura global em relação ao tamanho da constelação de satélites.

Cobertura global - média



Fonte: Autor.

5.2 Elaboração

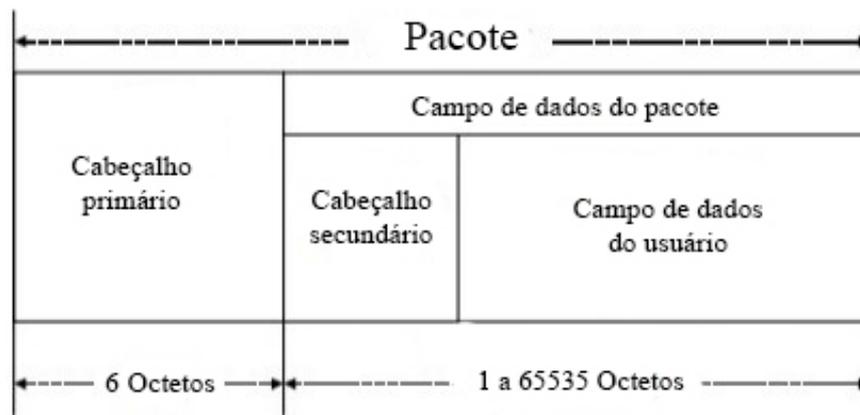
Como primeiro passo, temos a elaboração dos cenários de teste. Seguindo os dez passos da abordagem sistemática de (JAIN, 1991), temos como resultado três fatores que são o número de pacotes, tamanho máximo dos pacotes e número de satélites e, 2 resultados observáveis que são impactados pela variação dos fatores, que são *throughput* e uso de banda.

Segundo o guia de padronização disponibilizado pela CCSDS (CONSULTATIVE. . . , 2009), a comunicação interplanetária tem dois comportamentos principais: o envio de arquivos de imagem e vídeo, que são usados majoritariamente por missões de pesquisa e têm a característica de rajadas. Logo, em períodos intercalados há uma necessidade de comunicação com alto número

de pacotes. Também há a comunicação para controle, que é formada por poucos e pequenos pacotes contendo apenas o necessário para ajustes de configuração e comunicação entre sondas. Esse tipo de comunicação usa uma tráfego com comportamento contínuo e com poucos picos.

O documento de padronização de pacotes da CCSDS (CONSULTATIVE... , 2020) especifica que os pacotes podem ter no máximo 255.542 kB até 655.542 kB. A Figura 18 mostra os componentes estruturais do pacote usado no protocolo de transporte STP.

Figura 18 – Estrutura dos componentes que compõem o pacote no protocolo STP.



Fonte: Adaptado de (CONSULTATIVE... , 2020)

Isso conclui a escolha dos níveis para os cenários, pois usando uma configuração de muitos pacotes teremos a representação de uma comunicação para transferência de arquivos na internet interplanetária, e usando um baixo número de pacotes é representado a comunicação de configuração. É possível observar então se o tamanho da constelação afeta no *throughput* e no uso de banda.

A distância é um fator que afeta a comunicação interplanetária, então simularemos os oito cenários para uma comunicação da Terra com Marte e outra da Terra para a Lua. Com isso, podemos ver o impacto sobre a visão da distância.

Os relatórios de informação da CCSDS e trabalhos de (BHASIN; HAYDEN, 2001; LABELLE; ROCHBLATT, 2018; CCSDS, 2018; CCSDS, 2019; RONALD., 2010; BURLEIGH *et al.*, 2003) fornecem índices da estrutura dos satélites e protocolos usados em missões reais. Essa estrutura será usada para simular a arquitetura tradicional e fornecer os dados de comparação.

5.3 Escolha do simulador

O software escolhido para modelagem, instanciação e execução dos cenários foi o STK (AGI, 2020), devido a todas as funcionalidades que ele provê, sua facilidade de uso e possibilidades de configuração. Outra opção era o OS3, porém, esse por sua vez trata apenas da movimentação dos satélites e não tem suporte nativo para comunicação de uma rede;

Com o STK é possível realizar simulação de diversos equipamentos como antenas terrestres, sistemas aeronáuticos, veículos terrestres, foguetes, mísseis, sondas espaciais e satélites.

Além disso, o STK permite uma variedade de configurações como tempo do experimento, tempo de coleta dos resultados, configuração completa dos satélites, órbita, constelação, protocolos de comunicação e tráfego. Isso permite que se configure o experimento da forma planejada.

O software funciona com módulos pagos, mas é disponibilizada uma versão grátis do STK com poucas funcionalidades e de configuração limitada. Entretanto, nos foi possível solicitar a AGI uma licença temporária dos módulos para propósito de pesquisa.

Por fim, o último critério de escolha foi o grande conjunto de informações que o STK permite coletar durante e após a simulação, adequado aos objetivos desse trabalho de dissertação.

5.4 Preparação do ambiente

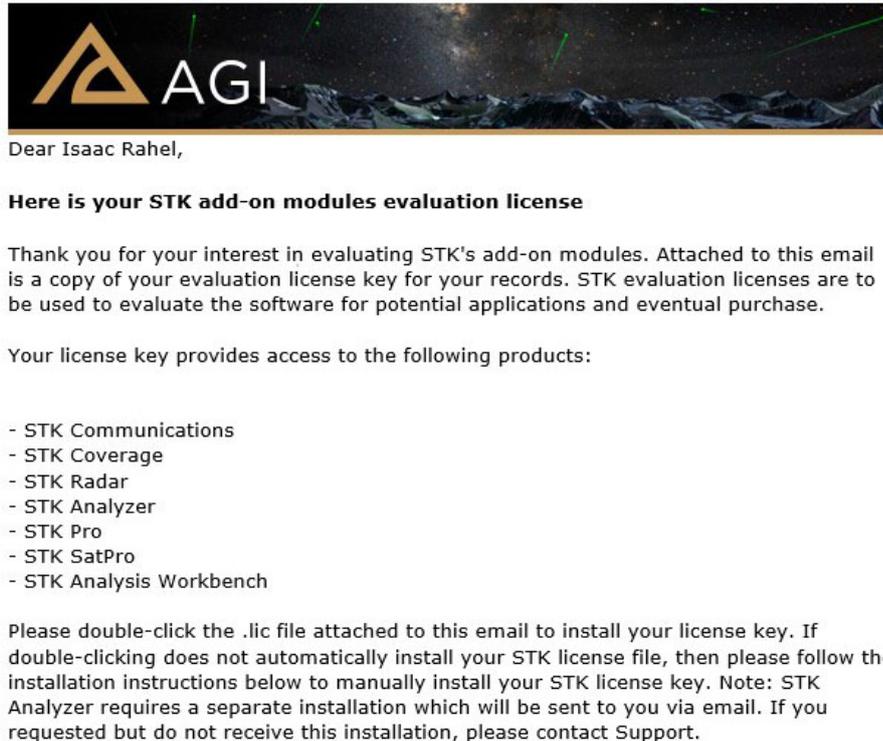
O primeiro passo para preparação do ambiente do STK é solicitar os módulos necessários que dão acesso às funcionalidades de comunicação interplanetária. Foram solicitados os seguintes módulos:

- *STK Communications*: possibilita a comunicação entre equipamentos, configuração de rede, definição de tráfego para leve e intenso, banda máxima de 32.000 KB, taxa de erro de 10^{-4} à 10^{-8} e outros diversos parâmetros, bem como a escolha dos parâmetros para coleta;
- *STK Coverage*: permite a alocação de sensores aos satélites e sondas que calculam a cobertura proveniente desses equipamentos em relação ao planeta;
- *STK Radar*: permite a alocação de sensores para detecção de equipamentos próximos e sincronização de linha de visão;
- *STK Analyzer*: realiza cálculos para coleta dos resultados e emite gráficos sobre eles;

- *STK Pro*: autoriza diversas funções de configuração como outros planetas, corpos celestes, eventos aleatórios e funções climáticas;
- *STK SatPro*: permite a completa configuração dos satélites em inclinação, altitude, atraso e a ferramenta *orbit wizard* (Uma janela que reúne os principais parâmetros de um satélite, facilitando sua criação e instanciação), bem como a criação de constelações de satélites;
- *STK Analysis Workbench*: desbloqueia uma janela onde é possível programar eventos baseados em tempo;

Todos os módulos solicitados foram disponibilizados pela AGI. A Figura 19 mostra o e-mail de autorização e entrega das licenças temporárias. Então a próxima etapa foi a de instalação do STK. A Figura 20 mostra a interface de instalação e configuração de licenças.

Figura 19 – E-mail com autorização para uso das licenças do software STK.

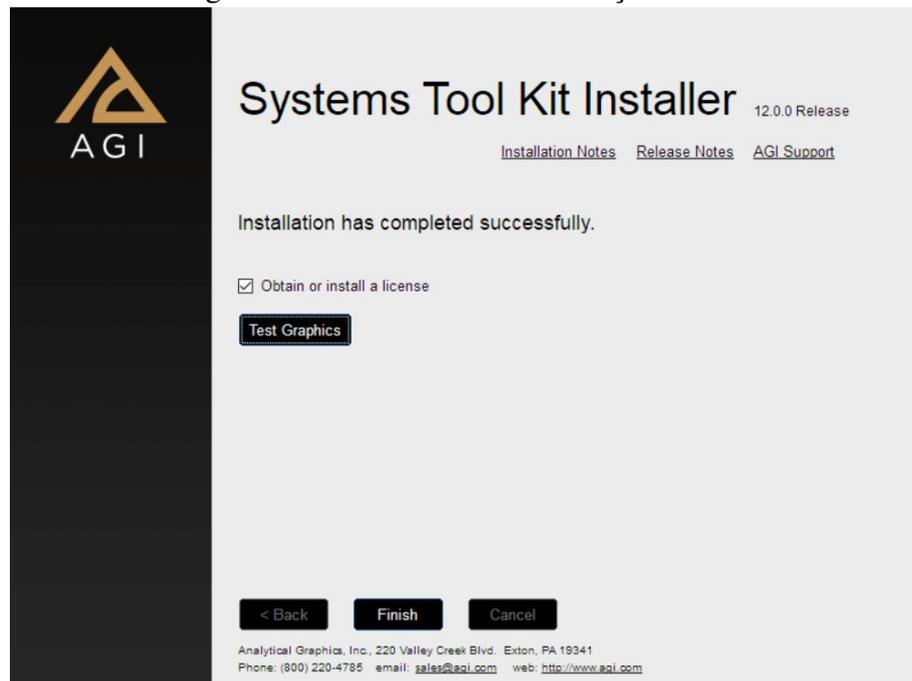


Fonte: Autor.

Com o software instalado, foi necessário executar um teste gráfico disponibilizado pela AGI para verificar se a máquina seria capaz de suportar as simulações. A Figura 21 (a) mostra a execução do teste gráfico e a Figura 21 (b) mostra a conclusão deste.

A versão do STK usada é a 12.0.0. A Figura 22 mostra a tela de abertura do software. Na primeira seção do software é necessário criar o projeto do experimento, definir um tempo limite de simulação e um corpo celeste central. Usamos o tempo de simulação de um ano, de 1

Figura 20 – Tela inicial de instalação do STK



Fonte: Autor.

Figura 21 – Execução (a) e conclusão (b) do teste gráfico do STK.



Fonte: Autor.

de janeiro de 2020 até 31 de dezembro de 2020, e a escolha de corpo celeste central é a Terra. A Figura 23 mostra a criação do projeto no STK.

A partir desse passo, o ambiente já estava configurado e pronto para a instanciação dos cenários. O software possui em sua tela principal duas janelas, uma com a visão do corpo celeste principal em 3D e a outra com a extensão do corpo celeste em 2D. Por essas janelas é possível ver a trajetória de cada satélite, bem como sua área de cobertura.

A Figura 24 mostra a tela inicial do STK com nenhum equipamento configurado. Para inserir sondas e satélites na órbita do corpo celeste central será usada a ferramenta de *orbit wizard* 25 que possibilita a instanciação rápida de um satélite, configurando os parâmetros de nome, tipo de órbita, inclinação em graus, altitude em km, RAAN em graus, cor, intervalo de tempo e modelo 3D.

Figura 22 – Tela de início do software STK.



Fonte: Autor.

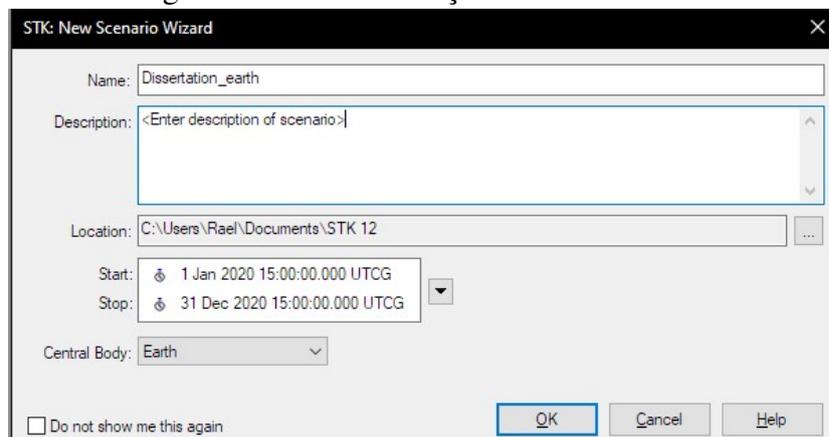
5.5 Instanciação dos cenários

Com o ambiente configurado, é possível começar a criação dos projetos e instanciação dos oito cenários em cada projeto. No total foram criados 4 projetos:

1. Arquitetura tradicional:

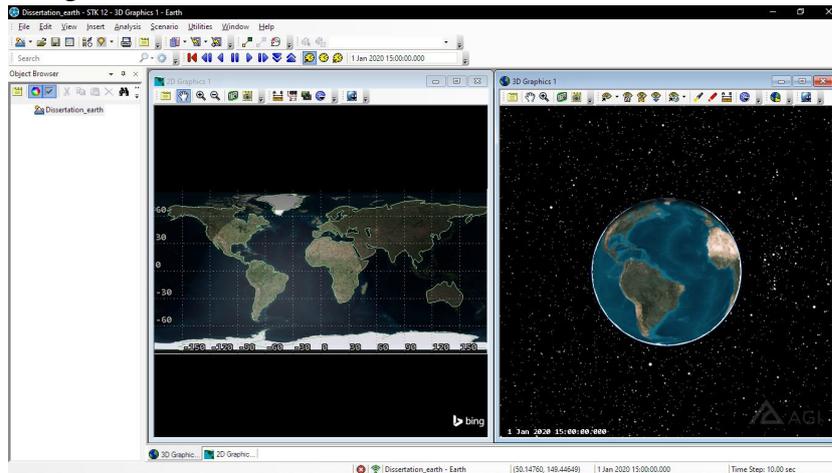
- a) Terra-Marte: foi instanciado uma constelação usada na missão MARS conforme mostrado em (BURLEIGH *et al.*, 2003) , com 3 a 6 satélites para comunicação com uma base em Marte.
- b) Terra-Lua: foi instanciada uma constelação usada na comunicação de controle para missões na Lua, conforme recomendações de (CCSDS, 2018; CCSDS, 2019), com 3 a 6 satélites para funcionamento.

Figura 23 – Tela de criação do cenário inicial.



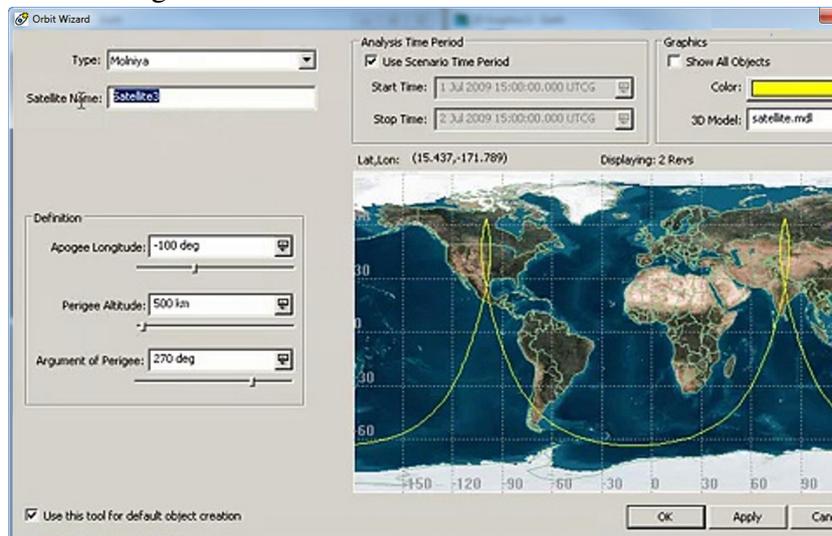
Fonte: Autor.

Figura 24 – Tela inicial com as duas visões do software STK.



Fonte: Autor.

Figura 25 – Tela orbit wizard do software STK.



Fonte: Autor.

2. LAVIE

- a) Terra-Marte: foi instanciada uma constelação híbrida entre LEO e GEO contendo de 16 a 32 satélites para comunicação com uma base em Marte.
- b) Terra-Lua: foi instanciada uma constelação híbrida entre LEO e GEO contendo de 16 a 32 satélites para comunicação com uma base na Lua.

Para a LAVIE, em cada projeto a partir do cenário inicial, mostrado na Figura 24, foram inseridos satélites até formar os oito cenários propostos. O número de satélite LEO variou entre os níveis de “poucos” que representam 12 satélites e “muitos” que representam 24 satélites.

Foram inseridos 4 grupos de 3 satélites LEO cada. A Figura 26 mostra a inclinação, cobertura e atraso do primeiro grupo. A Figura 27 mostra as mesmas características do segundo grupo. A Figura 28 mostra as configurações do terceiro grupo. Por fim, a Figura 29 mostra a

inclinação, cobertura e atraso do quarto grupo.

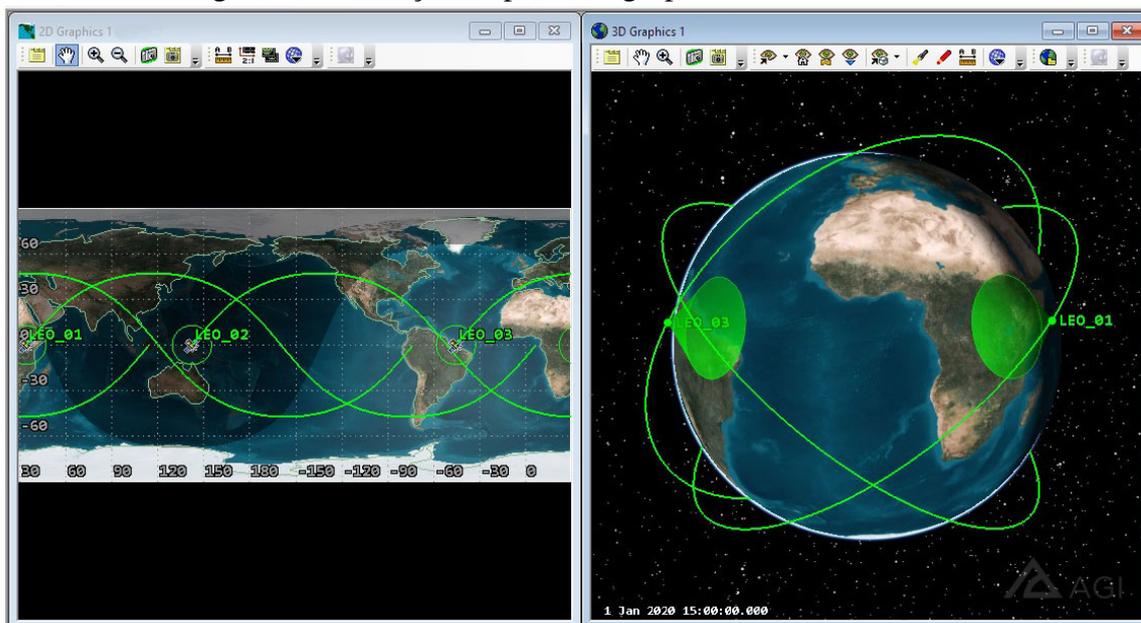
Cada grupo tem uma pequena variação de altitude, para manter um distanciamento seguro entre os satélites, durante a movimentação. Cada inserção tem 3 parâmetros principais que definem o comportamento de movimento, Inclinação quanto a linha equatorial, Altitude que se refere à distância do satélite do nível do mar e atraso entre satélites que é um parâmetro do simulador que representa quanto tempo, a partir do instante 0, o grupo de satélites irá iniciar a se movimentar (É importante variar o atraso ao decorrer das inserções para que a constelação final fique bem distribuída pelo planeta, isso evita aglomeração de satélites em uma mesma área).

Os valores usados foram:

1. Primeiro grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 45°
 - b) Altitude: 1.200 km
 - c) Atraso entre satélites: 0 segundos
2. Segundo grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 60°
 - b) Altitude: 1.300 km
 - c) Atraso entre satélites: 10 segundos
3. Terceiro grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 85°
 - b) Altitude: 1.400 km
 - c) Atraso entre satélites: 30 segundos
4. Quarto grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 15°
 - b) Altitude: 1.500 km
 - c) Atraso entre satélites: 70 segundos
5. Quinto grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 0°
 - b) Altitude: 1.600 km
 - c) Atraso entre satélites: 0 segundos
6. Sexto grupo (LEO):
 - a) Inclinação: 5°
 - b) Altitude: 1.100 km

- c) Atraso entre satélites: 10 segundos
7. Sétimo grupo (LEO):
- Inclinação: 90°
 - Altitude: 1.000 km
 - Atraso entre satélites: 30 segundos
8. Oitavo grupo (LEO):
- Inclinação: 55°
 - Altitude: 920 km
 - Atraso entre satélites: 70 segundos
9. Primeiro grupo (GEO):
- Inclinação: 0°
 - Altitude: 36.000 km
 - Atraso entre satélites: 120 segundos
10. Primeiro grupo (GEO):
- Inclinação: 0°
 - Altitude: 36.000 km
 - Atraso entre satélites: 120 segundos

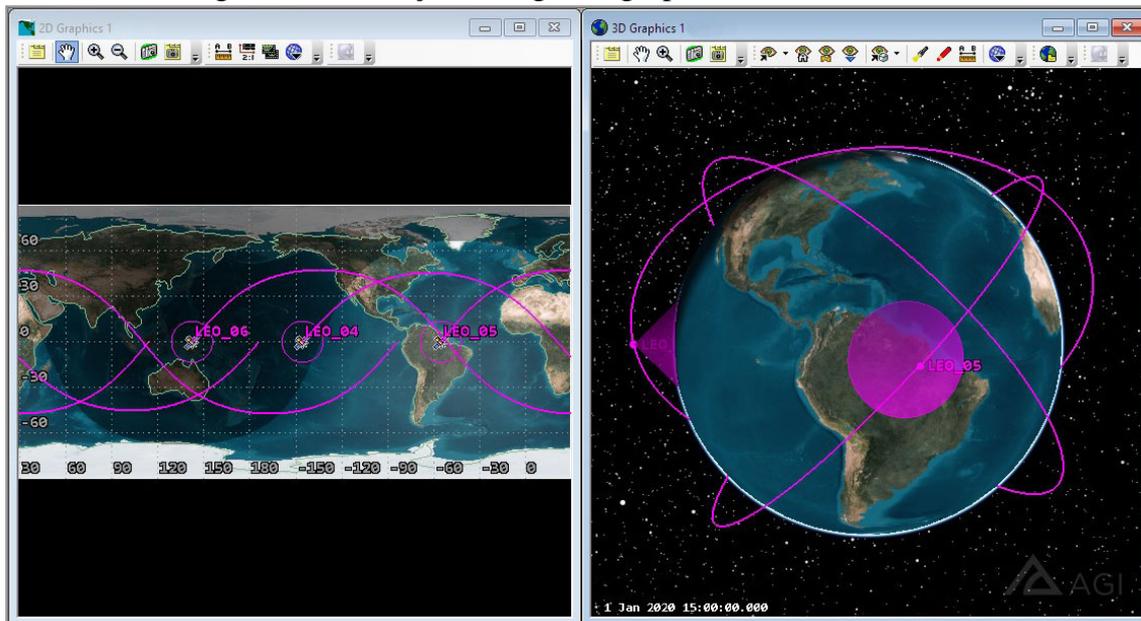
Figura 26 – Inserção do primeiro grupo de três satélites LEO.



Fonte: Autor.

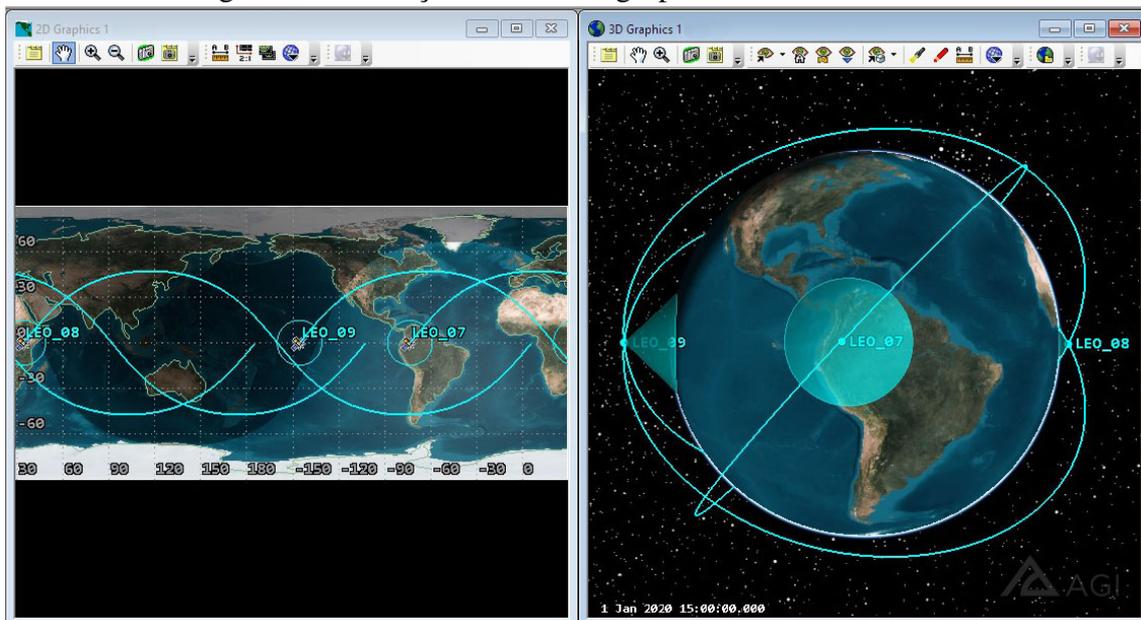
O conjunto desses grupos forma a camada de acesso na configuração de “poucos” quanto ao número de satélites da camada de acesso, a Figura 30 mostra os 12 satélites da camada

Figura 27 – Inserção do segundo grupo de três satélites LEO.



Fonte: Autor.

Figura 28 – Inserção do terceiro grupo de três satélites LEO.



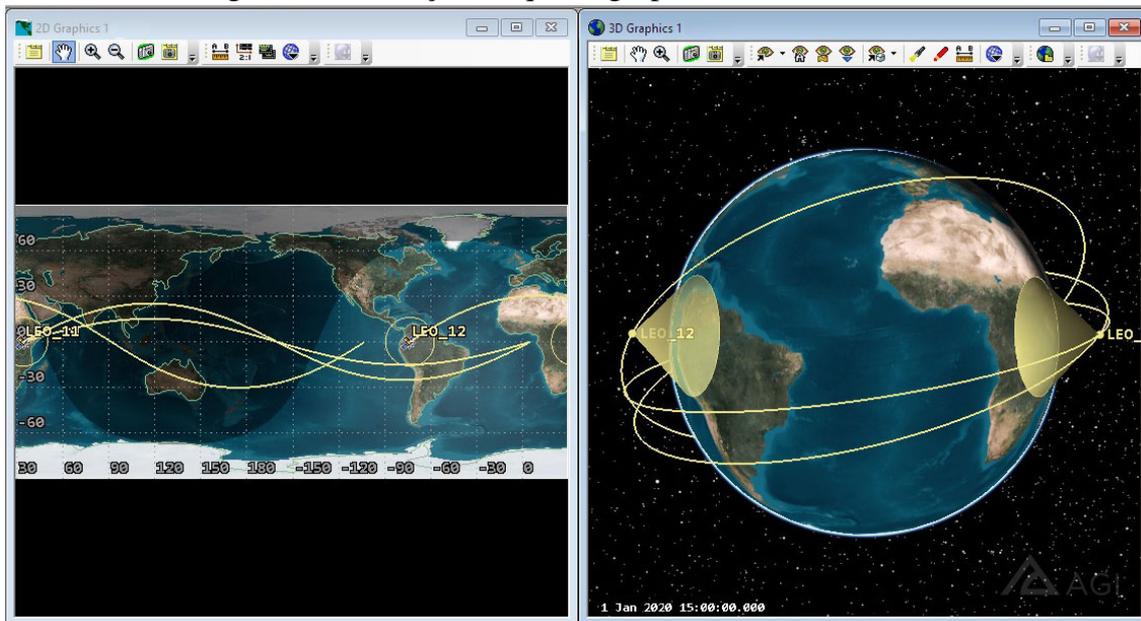
Fonte: Autor.

de acesso ativos. Em seguida foram inseridos mais 4 grupos com 3 satélites conforme mostrado nas Figuras 31, 32, 33 e 34.

O conjunto de todos os grupos de satélites LEO forma a configuração de “muitos” quanto ao fator número de satélites da camada de acesso. A Figura 35 mostra o cenário com todos os 24 satélites LEO em órbita, formando a camada de acesso.

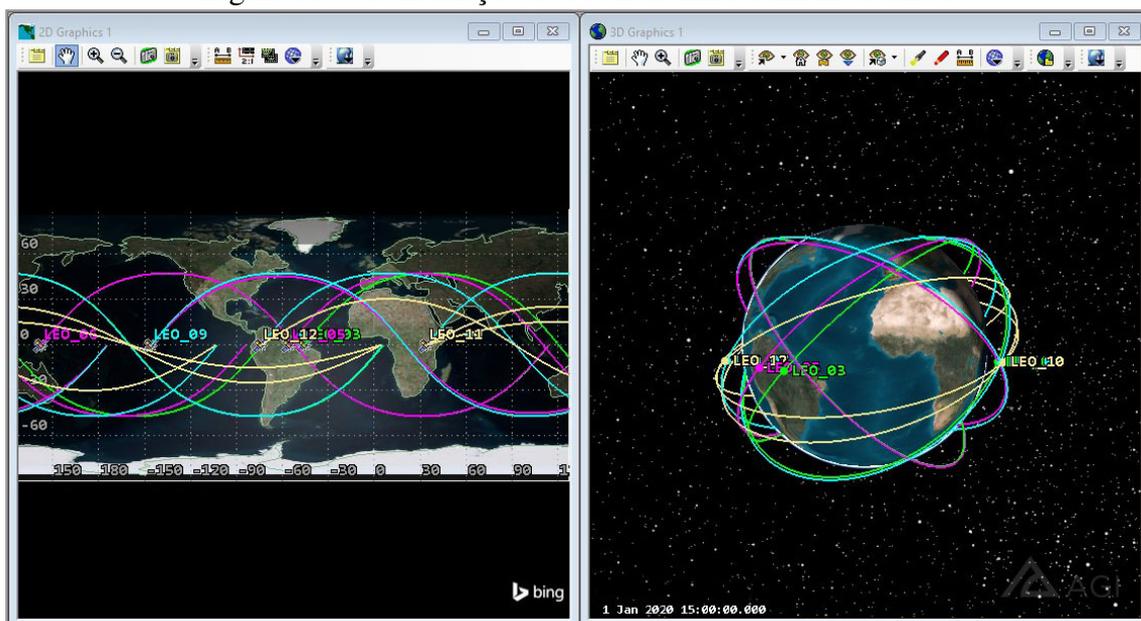
O mesmo procedimento será feito para a inserção dos satélites GEO para a camada de borda equatorial. A configuração de “poucos” foi composta de 4 satélites GEO conforme

Figura 29 – Inserção do quarto grupo de três satélites LEO.



Fonte: Autor.

Figura 30 – Constelação de satélites LEO com 12 satélites.



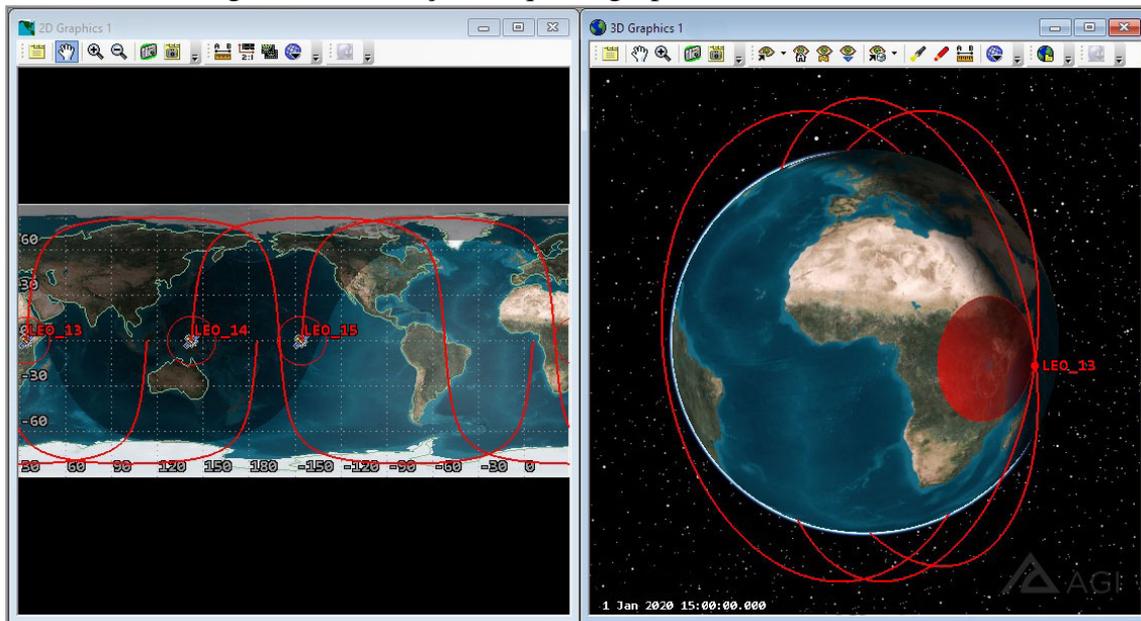
Fonte: Autor.

mostrado na Figura 36. A configuração de “muitos” foi feita inserindo mais 4 satélites mostrados na Figura 37.

Finalmente, a Figura 38 mostra a constelação híbrida na configuração de “poucos” quanto ao número de satélites e a Figura 39 mostra a constelação híbrida na configuração de “muitos” quanto ao número de satélites.

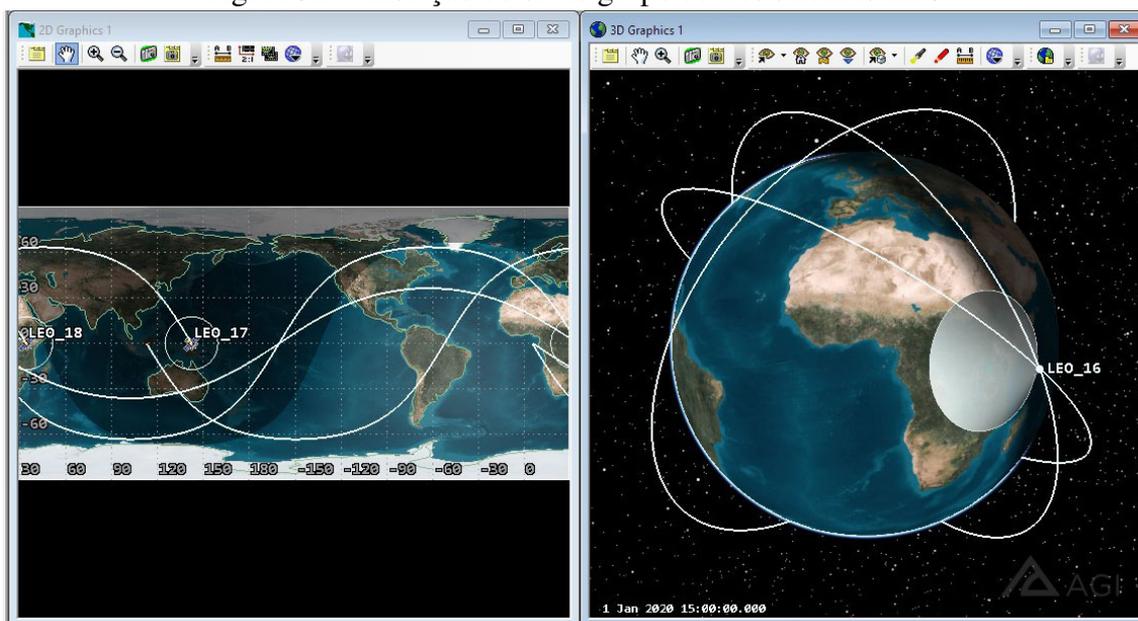
Essa é a configuração para a Terra nos cenários da LAVIE, então replicamos essa configuração para Marte como mostrado nas Figuras 40 e 41. Além disso, foi definida a

Figura 31 – Inserção do quinto grupo de três satélites LEO.



Fonte: Autor.

Figura 32 – Inserção do sexto grupo de três satélites LEO.



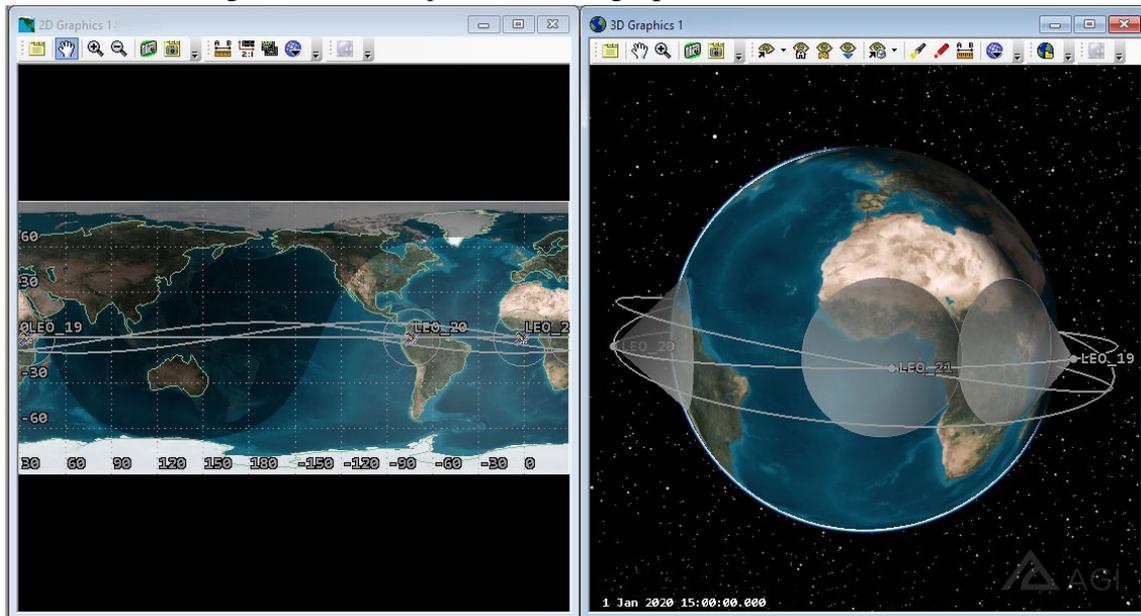
Fonte: Autor.

constelação que orbita a Lua de acordo com a Figura 42.

Para a configuração dos satélites segundo a arquitetura tradicional, foram usados bem menos satélites, então a configuração de “poucos” contém 2 satélites MEO e 1 satélite GEO. A Figura 43 mostra essa configuração. Para o nível de “muitos” foram usados 4 satélites MEO e 2 satélites GEO, em concordância com a Figura 44.

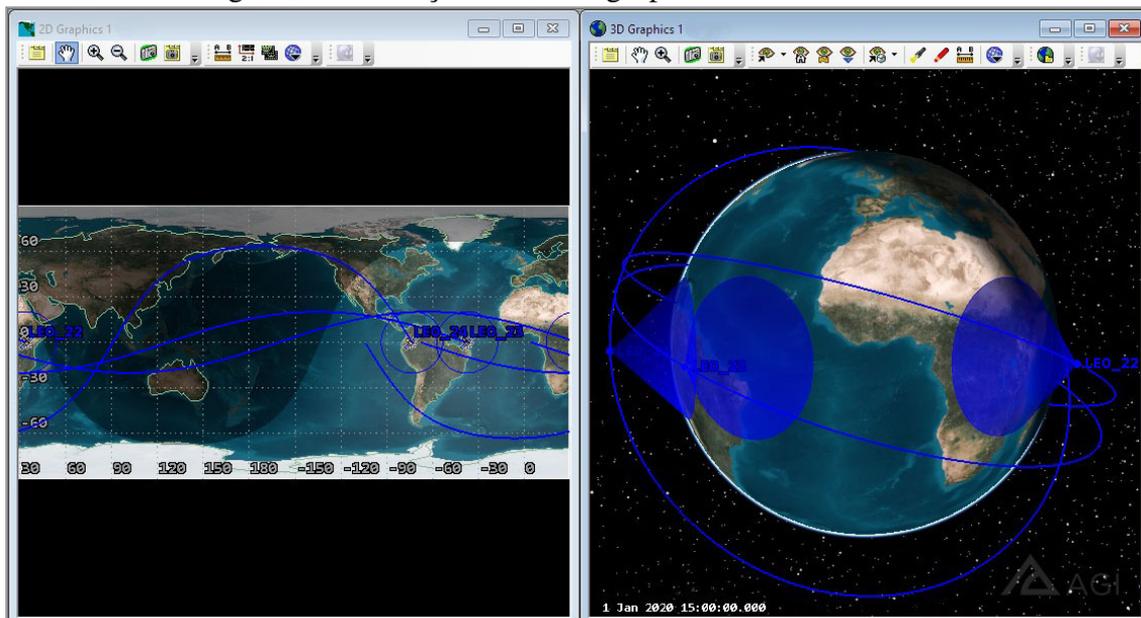
Essa configuração também não faz a diferenciação de camadas, assim como a LAVIE, a arquitetura tradicional envia para o primeiro satélite disponível na linha de visão.

Figura 33 – Inserção do sétimo grupo de três satélites LEO.



Fonte: Autor.

Figura 34 – Inserção do oitavo grupo de três satélites LEO.

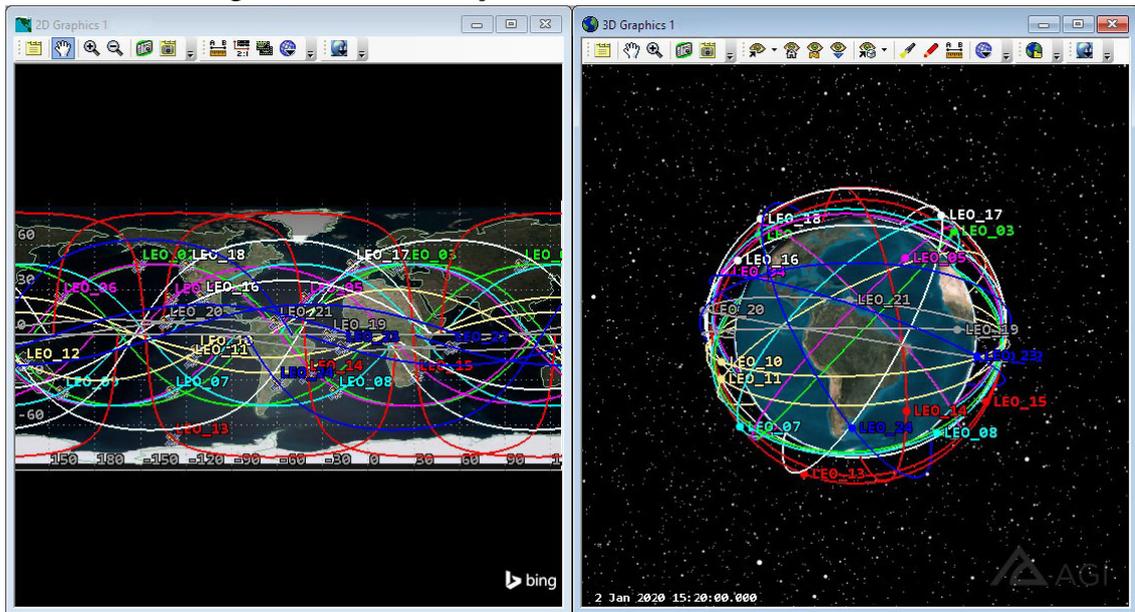


Fonte: Autor.

Com todos os cenários instanciados, foram definidos os tamanhos máximos de pacote de 255.542 kB para o nível “pequeno” quanto ao tamanho máximo do pacote e 655.542 kB para o nível “grande”.

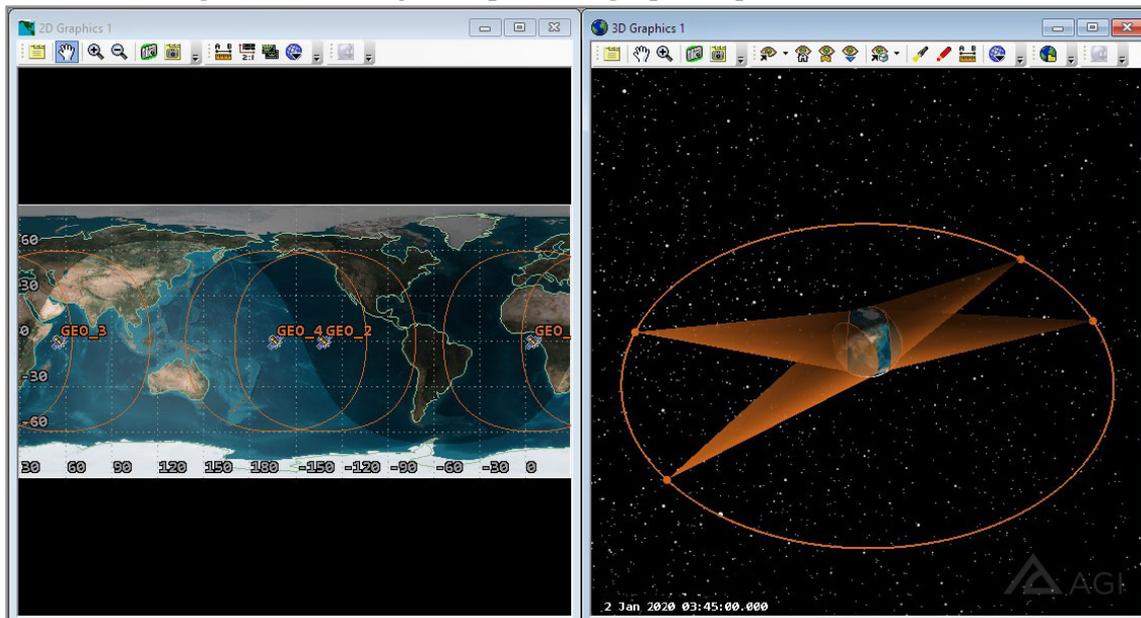
Por fim, são definidos *targets* no STK que representam pontos de interesse/comunicação no planeta Terra. Os pontos escolhidos foram as principais agências espaciais mundiais, visto que tais agências têm a livre permissão de comunicação espacial. A Figura 45 mostra a distribuição de todos os pontos inseridos.

Figura 35 – Constelação de satélites LEO com 24 satélites.



Fonte: Autor.

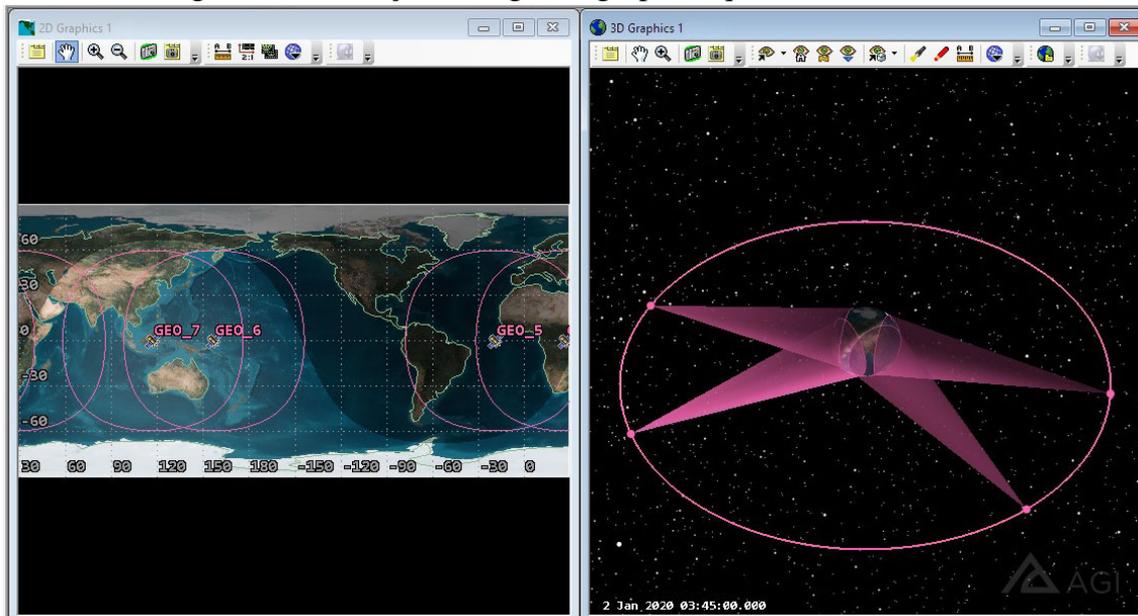
Figura 36 – Inserção do primeiro grupo de quatro satélites GEO



Fonte: Autor.

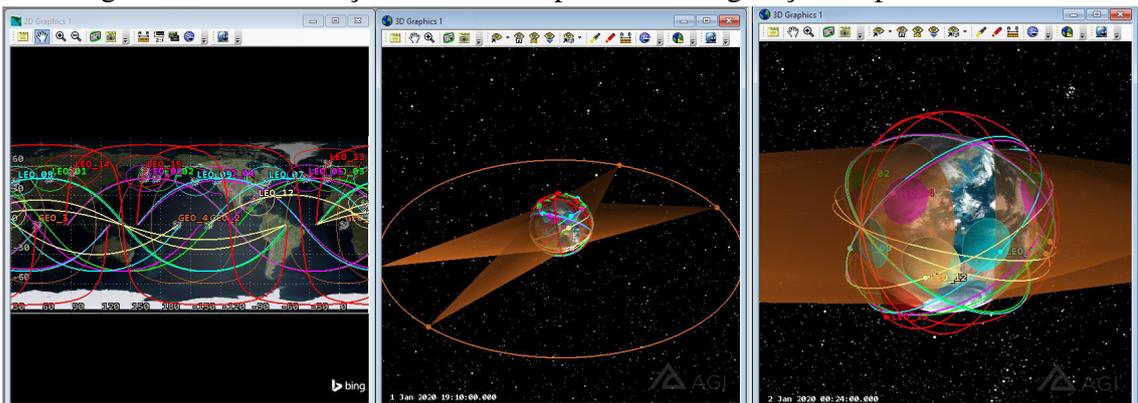
As agências usadas são Agência Espacial Brasileira (AEB), Agencia Espacial Mexicana (AEXA), Agência Espacial Argélia (ASAL), Agence Spatiale Canadienne (ASC), Agenzia Spaziale Italiana (ASI), Centre National d'Études Spatiales CNES, Chinese National Space Administration (CNSA), Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE), Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation (CSIRO), Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), Indian Space Research Organization (ISRO), Japan Aerospace Exploration Agency JAXA, Korea Aerospace Research Institute (KARI), National Aeronautics and

Figura 37 – Inserção do segundo grupo de quatro satélites GEO



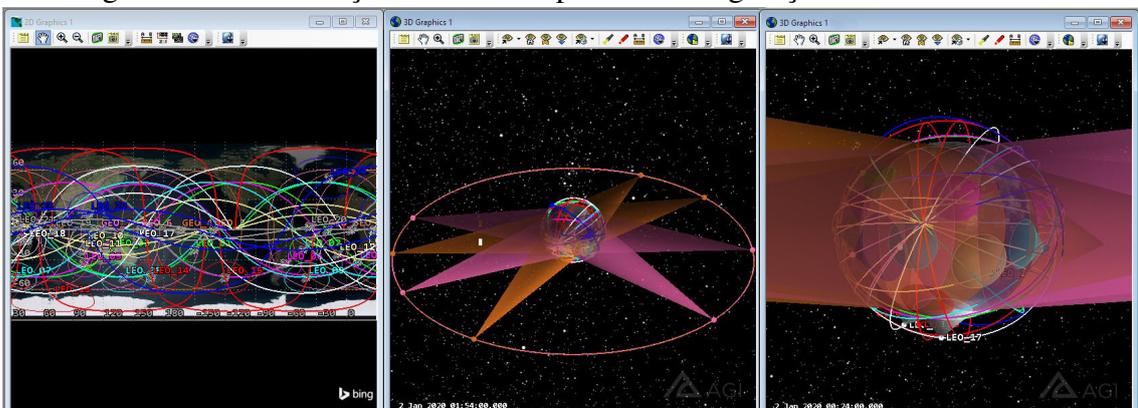
Fonte: Autor.

Figura 38 – Constelação híbrida completa na configuração de poucos satélites.



Fonte: Autor.

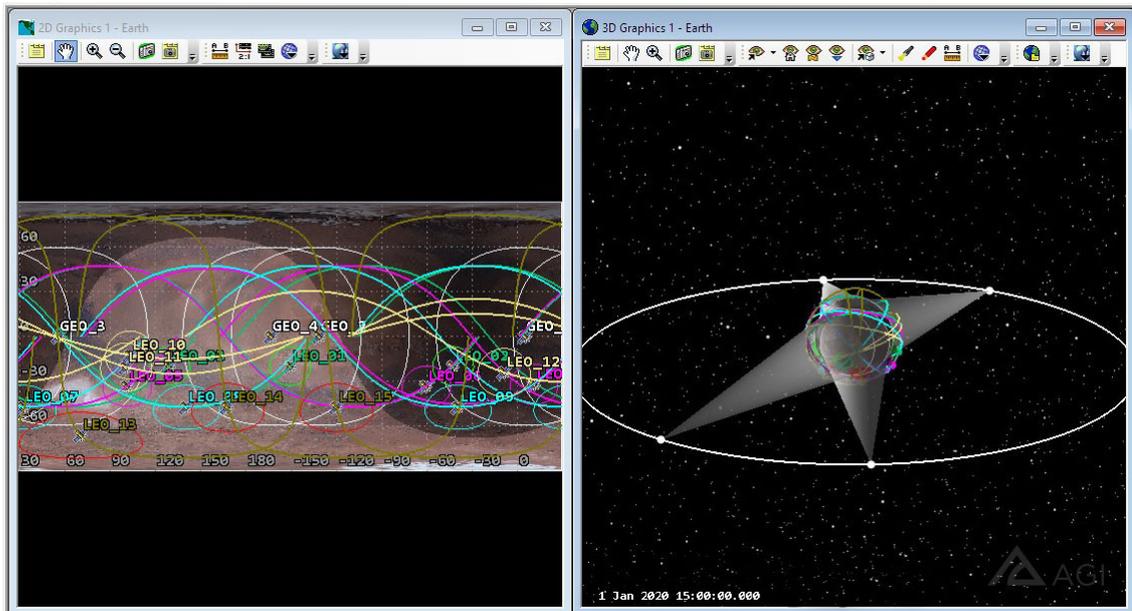
Figura 39 – Constelação híbrida completa na configuração de muitos satélites.



Fonte: Autor.

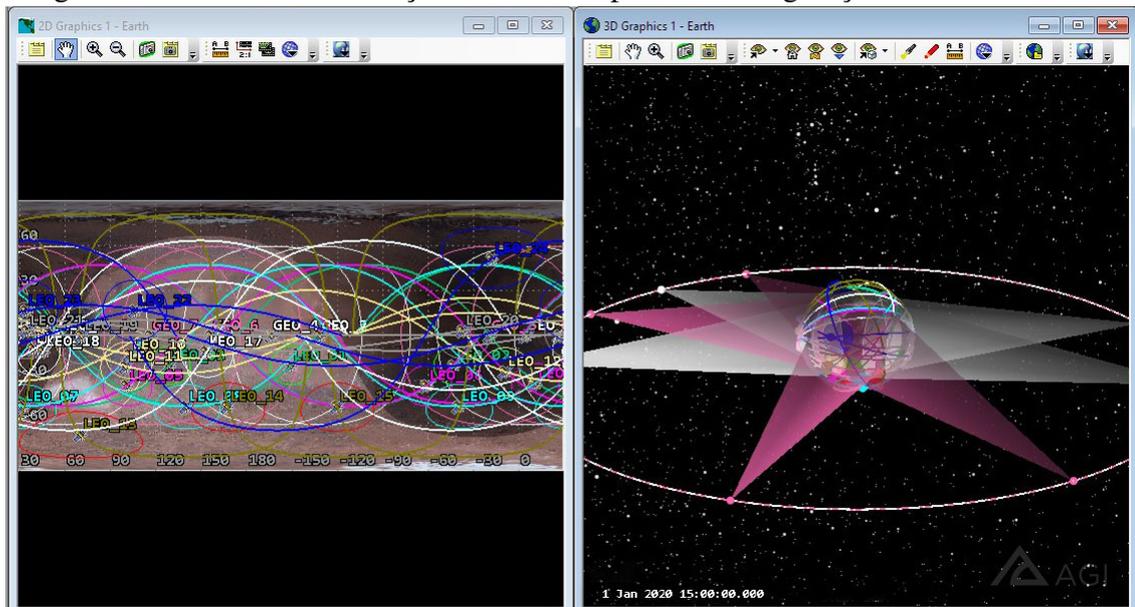
Space Administration NASA, National Space Agency of Ukraine (NSAU), Russian Federal Space Agency (RKA), Swedish National Space Board (SNSB), Netherlands Institute for Space

Figura 40 – Marte - Constelação híbrida completa na configuração de poucos satélites.



Fonte: Autor.

Figura 41 – Marte - Constelação híbrida completa na configuração de muitos satélites.



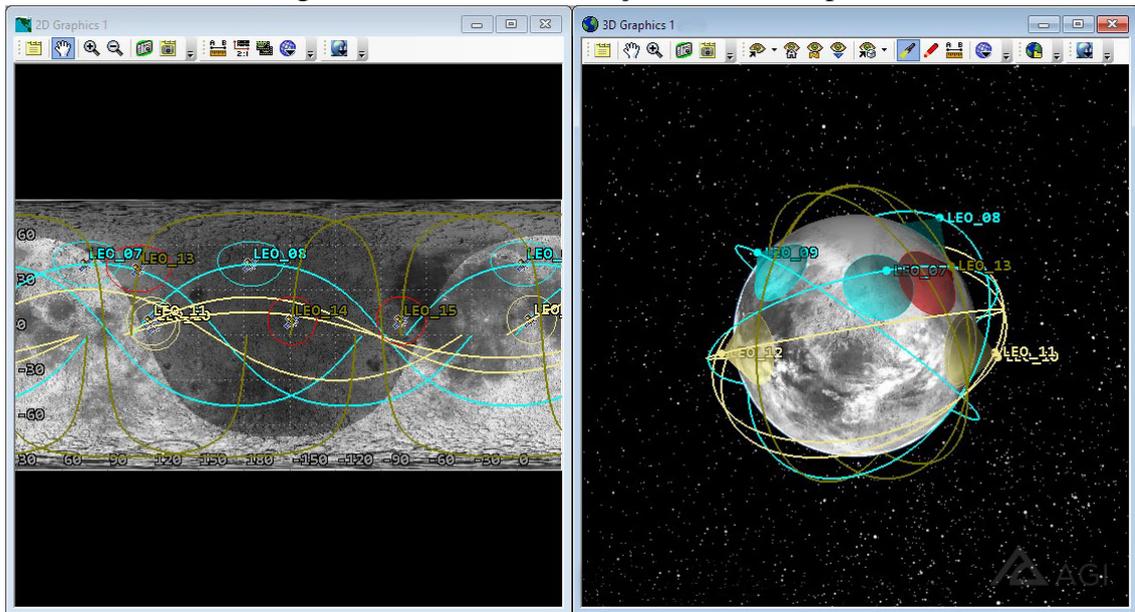
Fonte: Autor.

Research (SRON), Swiss Space Office (SSO) e a United Kingdom Space Agency (UKSA).

5.6 Execução

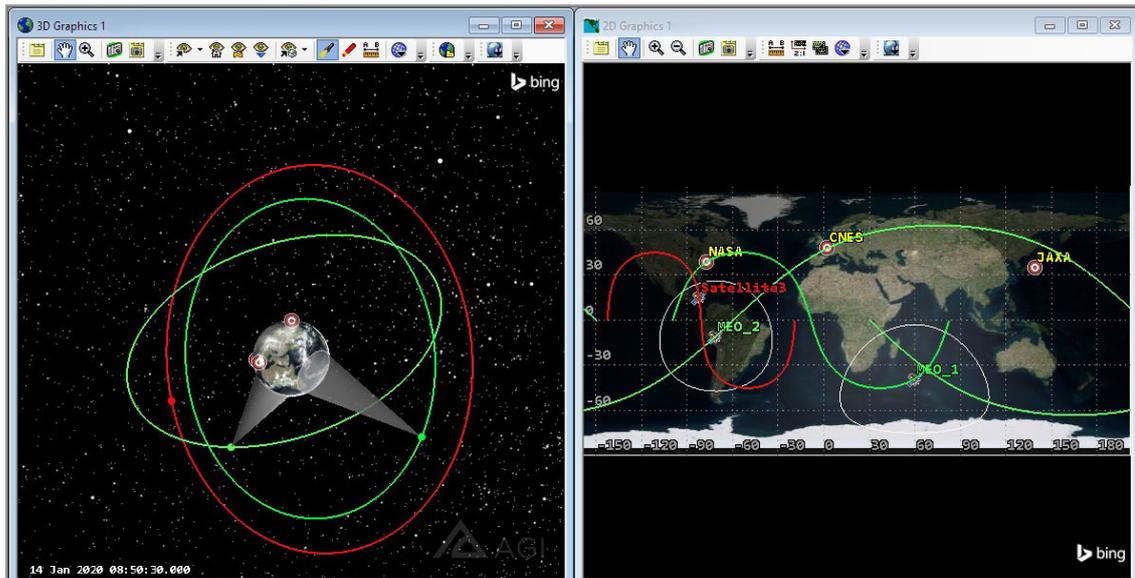
Em seguida, na execução dos cenários foi definido um intervalo de coleta de 1 segundo, então a cada segundo durante o tempo simulado de um ano (não bissexto), o simulador coletou e armazenou os dados de cada satélite em relação a cada envio. No tempo de experimento definido foram coletados 31.536.000 amostras para cada satélite na constelação.

Figura 42 – Lua - Constelação híbrida completa.



Fonte: Autor.

Figura 43 – Terra - Arquitetura tradicional completa na configuração de poucos satélites.



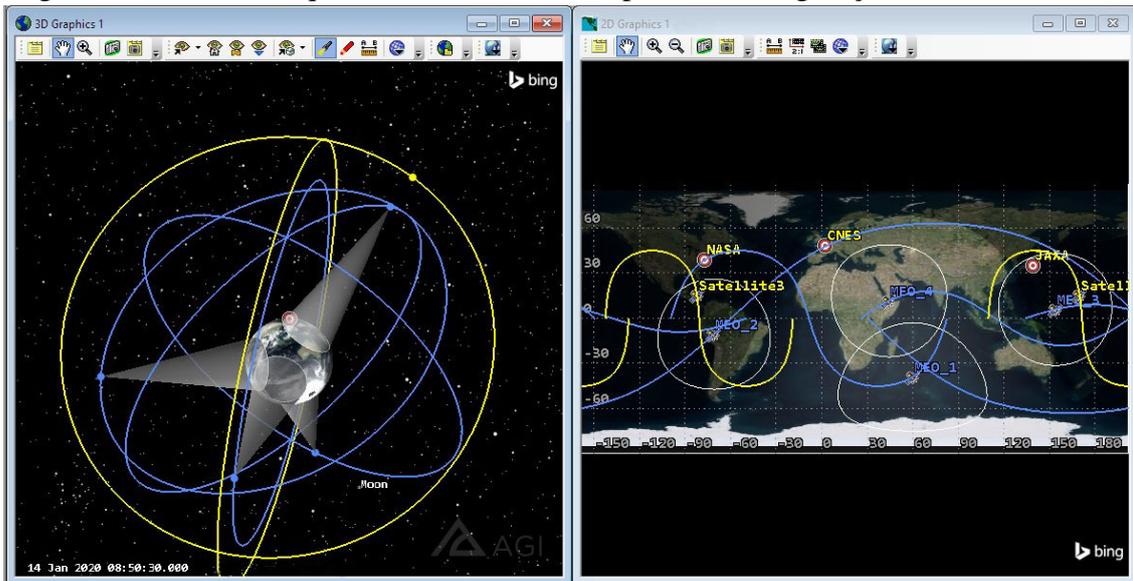
Fonte: Autor.

O sistema métrico adotado foi o seguinte: distância em km, tempo em s, angulação em graus, massa em kg, frequência em GHz, latitude e longitude em graus, temperatura em °C, uso de banda em %.

Cada base terrestre está equipada com um sensor de igual configuração, definida como: Elevação 90°, Azimuth 0°, angulo do cone 15°, limite de banda de 32.000 KB e é afetado por condições climáticas aleatórias e campos magnéticos. A Figura 46 mostra um exemplo de sensores em base terrestres comunicando-se com um satélite.

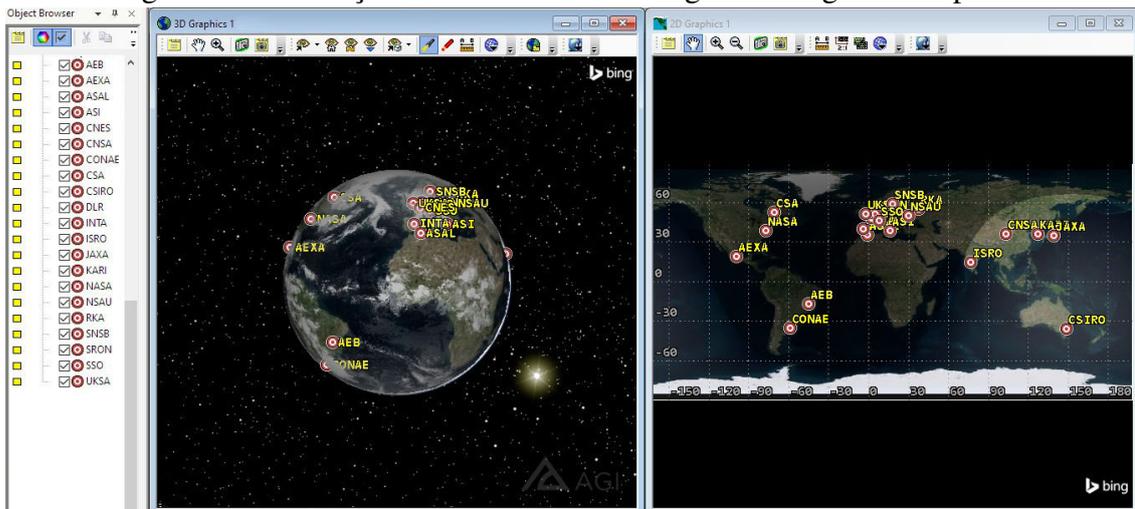
A estrutura de cada pacote é preenchida da seguinte forma: no cabeçalho primário

Figura 44 – Terra - Arquitetura tradicional completa na configuração de muitos satélites.



Fonte: Autor.

Figura 45 – Alocação das bases terrestres segundo as agências espaciais.



Fonte: Autor.

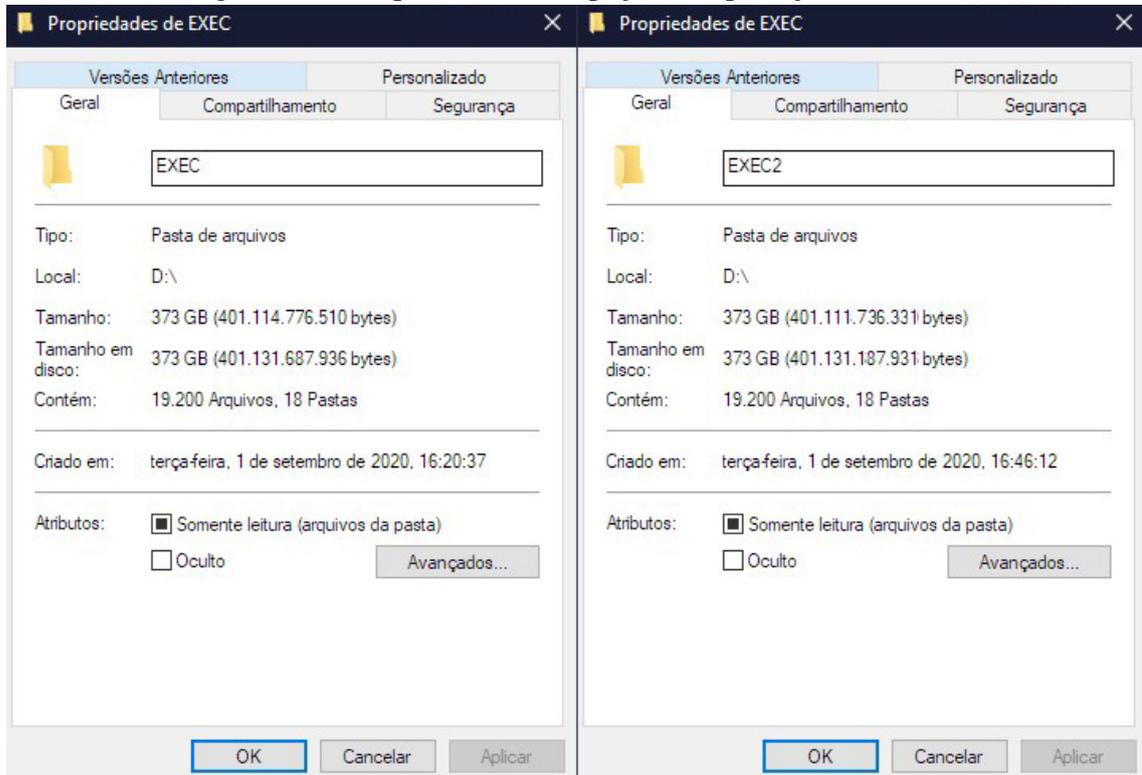
do pacote é número de versão 1.0, o respectivo ID do pacote, cada pacote tem um id numérico (positivo e crescente em 1 a cada envio com sucesso), o número de sequência que representa o último bit enviado e uma *flag* para indicar se o pacote é uma retransmissão ou envio normal.

O conteúdo do pacote é composto por texto previamente determinado até atingir o tamanho de 255.542 kB para o nível “pequeno” e 655.542 kB para o nível “grande”. O cabeçalho secundário é de responsabilidade do protocolo de transporte. A Figura 18 mostra a estrutura do pacote.

Por fim, o formato de saída escolhido foi .txt, pois permite uma melhor visualização dos dados e facilidade na coleta, organização, limpeza (detalhada mais à frente) e cálculo dos resultados. O tempo de execução de 1 cenário para cada projeto leva entre 40 e 120 minutos,

Ao total foram gerados 373 GB de dados, com 19.200 arquivos para cada tipo de arquitetura, em todos os 4 projetos e 8 cenários cada. Ao total foram gerados, 746 GB de dados, e 38.400 arquivos de texto com os dados. A Figura 47 mostra o volume dos dados gerados.

Figura 47 – Propriedades de espaço da exportação dos dados.



Fonte: Autor.

5.8 Limpeza de dados

Foi criado um algoritmo em Python 3.7 para ler os logs de saída e remover colunas desnecessárias para o cálculo dos resultados. As colunas importantes são a data, status, tamanho e ID do pacote e foram retiradas as colunas de EIRP, frequência recebida, potência recebida, densidade de fluxo, g/T , C/No , banda máxima, C/N , Eb/No , BER.

Assim é possível calcular quanto da banda máxima foi usada na transmissão e quantos bytes foram transferidos com sucesso em 1 segundo, para calcular o *throughput*. O cabeçalho também foi diminuído para apenas as partes envolvidas na comunicação.

Para limpar os dados, o algoritmo demorou cerca de 5 dias nas mesmas configurações mostradas na Tabela 11. Após a limpeza, restaram 206 GB de dados para serem agrupados e geradas as médias das métricas de uso da banda e *throughput*.

5.9 Resultados

Após limpar todos os dados, os dados foram agrupados e foi calculada a média da constelação sobre as métricas de uso da banda e *throughput*, desvio padrão e intervalo de confiança com nível de confiança de 95% para 50 repetições de cada cenários dos 4 projetos.

De início, para a arquitetura tradicional, as Tabelas 15, 16 e 17 mostram, respectivamente, os resultados de *baseline*(resultados que serão usados como base para comparação) para o uso de banda, seu desvio padrão e intervalo de confiança para os cenários de Terra-Marte e Terra-Lua. Não foi viável gerar um gráfico de intervalos de confiança, por que são muito pequenos, e não seriam visíveis no gráfico.

As Tabelas 18, 19 e 20 mostram, respectivamente, os resultados para *throughput*, seu desvio padrão e intervalo de confiança para os cenários Terra-Marte e Terra-Lua. Já a Figura 48 mostra um gráfico com os intervalos de confiança do *throughput*.

Tabela 15 – Uso de banda na arquitetura tradicional.

	Uso de banda (%)	
	Marte	Lua
C1	37,1	41,3
C2	38.9	45.1
C3	9,7	11,2
C4	8,3	10,1
C5	38,0	39,3
C6	38,4	40,2
C7	8,7	14,4
C8	6,1	11,8

Fonte: o autor.

As Figuras 49 e 50 mostram os gráficos de uso da banda e *throughput* da comunicação Terra-Marte e as Figuras 51 e 52 mostram os gráficos de uso da banda e *throughput* da comunicação Terra-Lua. Não foram gerados gráficos para desvio padrão e intervalo de confiança, visto que os intervalos são mínimos.

Para a LAVIE, na comunicação Terra-Marte houve aumento das métricas adotadas quando o tráfego é intenso, com muitos e grandes pacotes, é o caso dos cenários C3, C4, C7 e C8. Por outro lado, houve uma pequena perda nos cenários com tráfego em rajadas, com menos e menores pacotes, que é o comportamento dos cenários C1, C2, C5 e C6.

As Tabelas 21, 22 e 23 mostram os resultados de comparação para o uso de banda, desvio padrão e intervalo de confiança com 95% de confiabilidade, respectivamente, para os

Tabela 16 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do uso de banda na arquitetura tradicional.

Desvio padrão		
Uso de banda (%)		
	Marte	Lua
C1	0,120	0,030
C2	0,098	0,001
C3	0,147	0,034
C4	0,087	0,057
C5	0,101	0,039
C6	0,203	0,042
C7	0,072	0,051
C8	0,199	0,097

Fonte: o autor.

Tabela 17 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o uso de banda na arquitetura tradicional.

Intervalo de confiança				
Uso de banda(%)				
	Marte		Lua	
	Min	Max	Min	Max
C1	37,088	37,112	41,27	41,33
C2	38,802	38,998	45,099	45,101
C3	9,553	9,847	11,166	11,234
C4	8,213	8,387	10,043	10,157
C5	37,899	38,101	39,261	39,339
C6	38,197	38,603	40,158	40,242
C7	8,628	8,772	14,349	14,451
C8	5,901	6,299	11,703	11,897

Fonte: o autor.

Tabela 18 – *Throughput* na arquitetura tradicional.

Throughput (KB/s)		
	Marte	Lua
C1	830,1	1144,0
C2	841,6	1330,7
C3	230,4	334,7
C4	291,9	201,8
C5	997,4	1250,1
C6	971,0	1190,6
C7	144,7	207,9
C8	92,3	203,9

Fonte: o autor.

cenários de Terra-Marte e Terra-Lua na LAVIE. Não foi viável gerar um gráfico de intervalos de confiança, por que são muito pequenos, e não seriam visíveis no gráfico.

Tabela 19 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do *Throughput* na arquitetura tradicional.

Desvio padrão		
Throughput (KB/s)		
	Marte	Lua
C1	1,30	20,10
C2	0,90	11,50
C3	0,09	0,48
C4	0,08	0,32
C5	12,40	23,10
C6	16,30	16,90
C7	0,01	0,13
C8	0,03	0,24

Fonte: o autor.

Tabela 20 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o *Throughput* na arquitetura tradicional.

Intervalo de confiança				
Throughput (kB/s)				
	Marte		Lua	
	Min	Max	Min	Max
C1	828,8	831,4	1123,9	1164,1
C2	840,7	842,5	1319,2	1342,2
C3	230,31	230,49	334,22	335,18
C4	291,82	291,98	201,48	202,12
C5	985,0	1009,8	1227,0	1273,2
C6	954,7	987,3	1173,7	1207,5
C7	144,69	144,71	207,77	208,03
C8	92,27	92,33	203,66	204,14

Fonte: o autor.

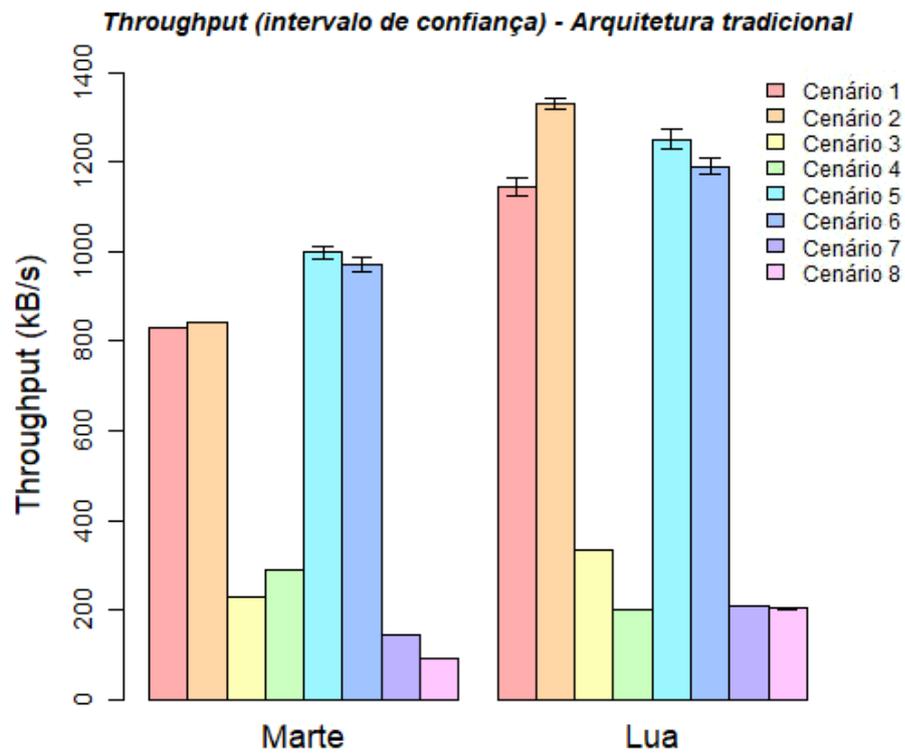
As Tabelas 24, 25 e 26 mostram os resultados para *throughput*, desvio padrão e intervalo de confiança respectivamente, para os cenários de Terra-Marte e Terra-Lua na LAVIE. Já a Figura 53 mostra um gráfico com os intervalos de confiança do *throughput*.

O mesmo padrão se repete para a comunicação Terra-Lua, a LAVIE se mostra um pouco pior para a comunicação de controle e mensagens, com poucos pacotes, e se comporta muito melhor que a tradicional nos cenários de transferência de arquivos.

As Figuras 54 e 55 mostram os gráficos de uso da banda e *throughput* da comunicação Terra-Marte na LAVIE e as Figuras 56 e 57 mostram os gráficos de uso da banda e *throughput* da comunicação Terra-Lua. Novamente, não foram gerados gráficos para desvio padrão e intervalo de confiança, visto que os intervalos são mínimos.

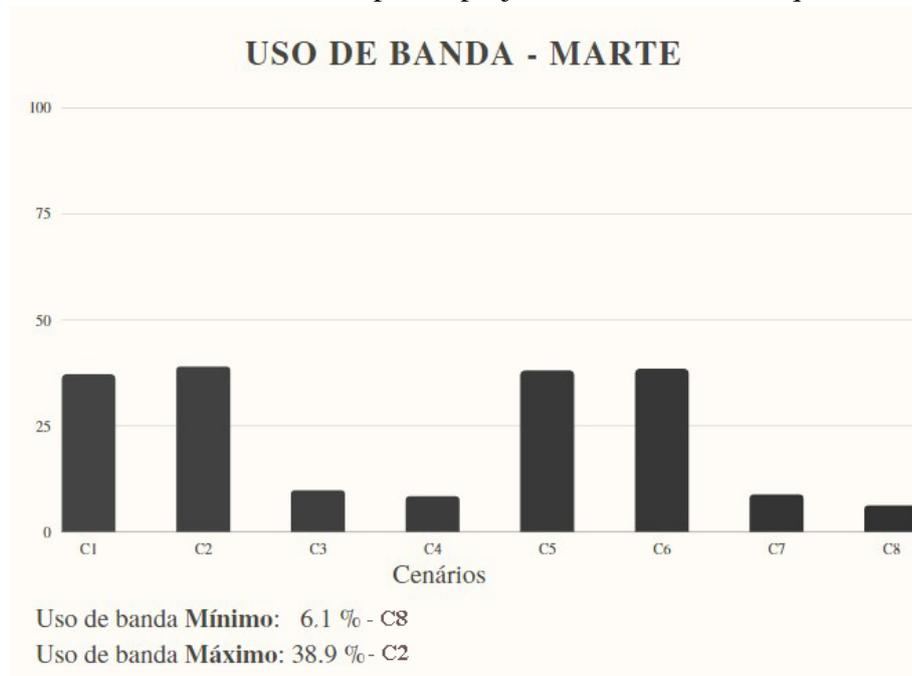
Neste capítulo, foi apresentado a metodologia seguida para construção desta disserta-

Figura 48 – Gráfico de intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o *Throughput* na arquitetura tradicional.



Fonte: Autor.

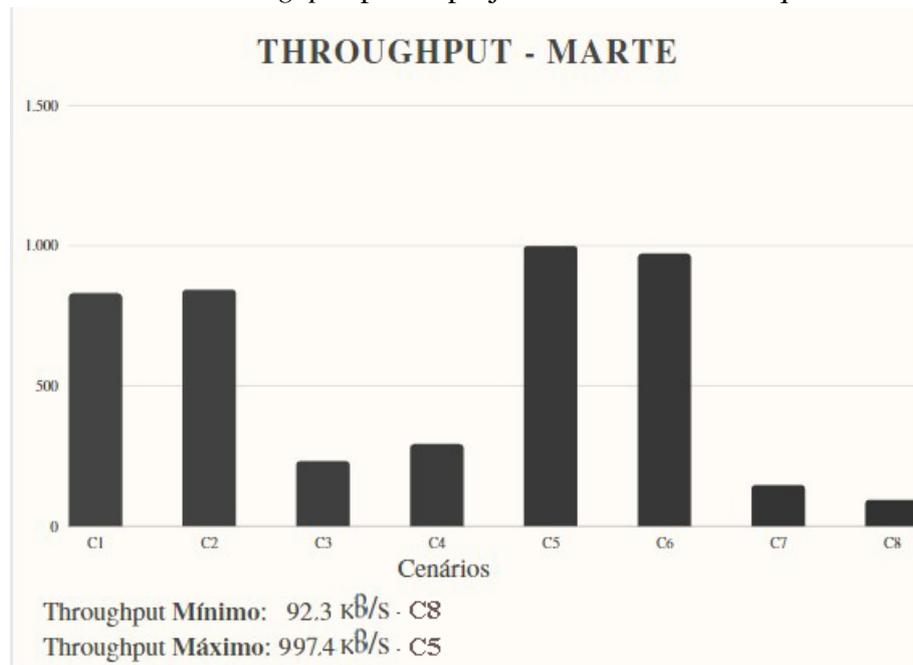
Figura 49 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Marte na arquitetura tradicional.



Fonte: Autor.

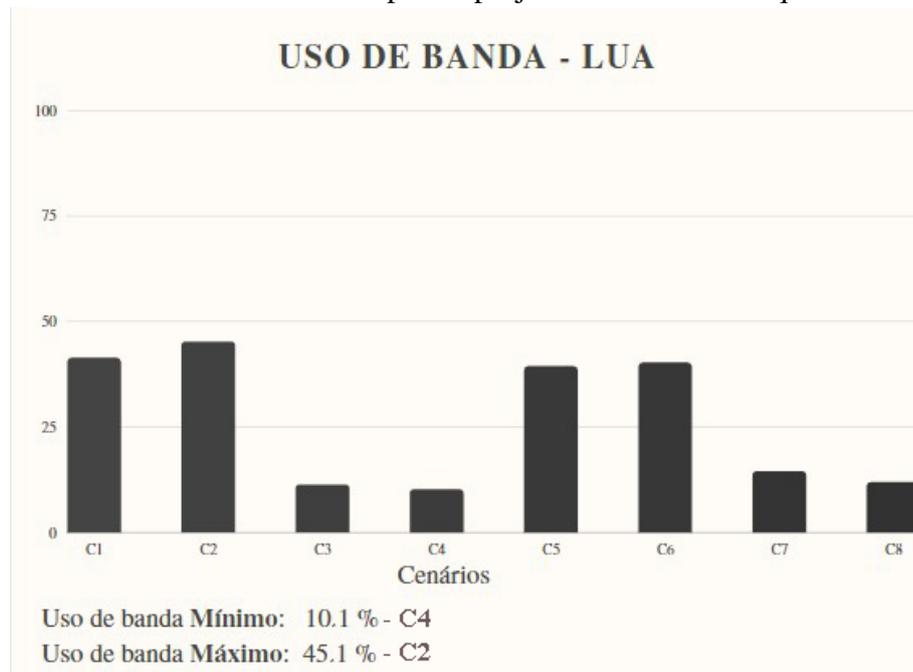
ção de mestrado, iniciando com a elaboração dos cenários, seguindo pela abordagem sistemática proposta por (JAIN, 1991), escolha do simulador avaliando suas funcionalidades, preparação do

Figura 50 – Gráfico do *throughput* para o projeto Terra-Marte na arquitetura tradicional.



Fonte: Autor.

Figura 51 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Lua na arquitetura tradicional.

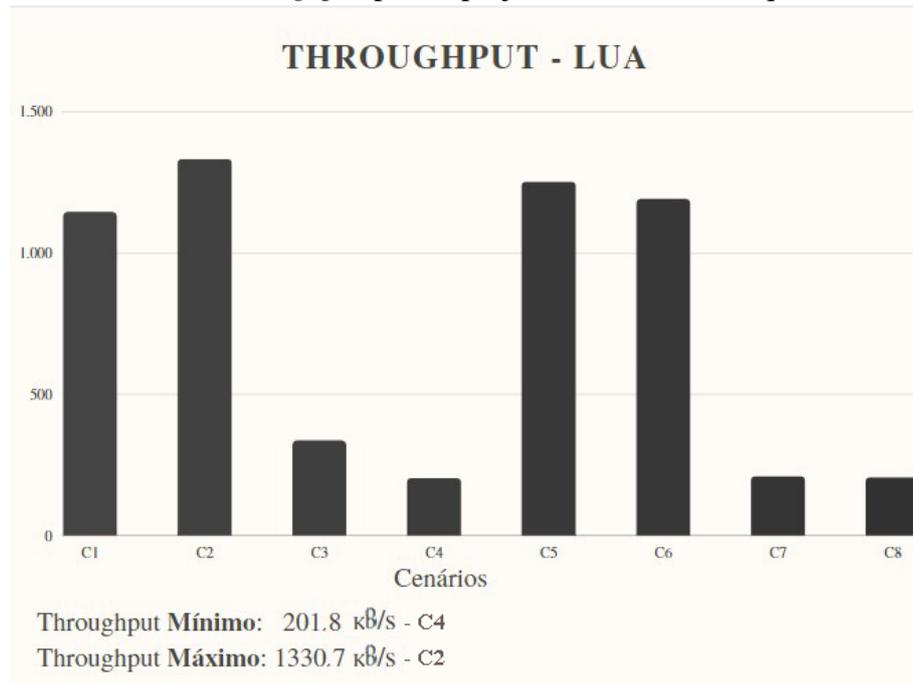


Fonte: Autor.

ambiente e em seguida a instanciação dos cenários, até a execução, coleta e limpeza dos dados e por fim, demonstração dos resultados.

O próximo capítulo apresenta as discussões e conclusões descobertas com a execução do experimento, e por fim os possíveis trabalhos futuros que essa pesquisa abre caminho.

Figura 52 – Gráfico do *throughput* para o projeto Terra-Lua na arquitetura tradicional.



Fonte: Autor.

Tabela 21 – Uso de banda na LAVIE.

	Uso de banda (%)	
	Marte	Lua
C1	30,3	39,0
C2	29,7	33,1
C3	19,5	23,0
C4	18,0	22,5
C5	31,5	43,0
C6	33,0	47,1
C7	23,1	27,3
C8	24,7	29,9

Fonte: o autor.

Tabela 22 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do uso de banda na LAVIE.

	Desvio padrão	
	Uso de banda (%)	
	Marte	Lua
C1	0,147	0,071
C2	0,123	0,108
C3	0,251	0,032
C4	0,092	0,063
C5	0,424	0,089
C6	0,902	0,070
C7	0,162	0,099
C8	1,003	0,151

Fonte: o autor.

Tabela 23 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o uso de banda na LAVIE.

	Intervalo de confiança			
	Uso de banda (%)			
	Marte		Lua	
	Min	Max	Min	Max
C1	30,153	30,447	38,929	39,071
C2	29,577	29,823	32,992	33,208
C3	19,249	19,751	22,968	23,032
C4	17,908	18,092	22,437	22,563
C5	31,076	31,924	42,911	43,089
C6	32,098	33,902	47,03	47,17
C7	22,938	23,262	27,201	27,399
C8	23,697	25,703	29,749	30,051

Fonte: o autor.

Tabela 24 – *Throughput* na LAVIE.

	Throughput (kB/s)	
	Marte	Lua
C1	783	1002
C2	801	937
C3	540	655
C4	603	702
C5	922	1435
C6	931	1477
C7	678	807
C8	701	793

Fonte: o autor.

Tabela 25 – Desvio padrão com amostragem de 50 repetições do *Throughput* na LAVIE.

	Desvio padrão	
	Throughput (kB/s)	
	Marte	Lua
C1	6,62	14,02
C2	7,81	9,47
C3	4,430	7,63
C4	5,560	13,01
C5	26,60	66,61
C6	20,10	54,20
C7	18,30	12,40
C8	10,01	9,98

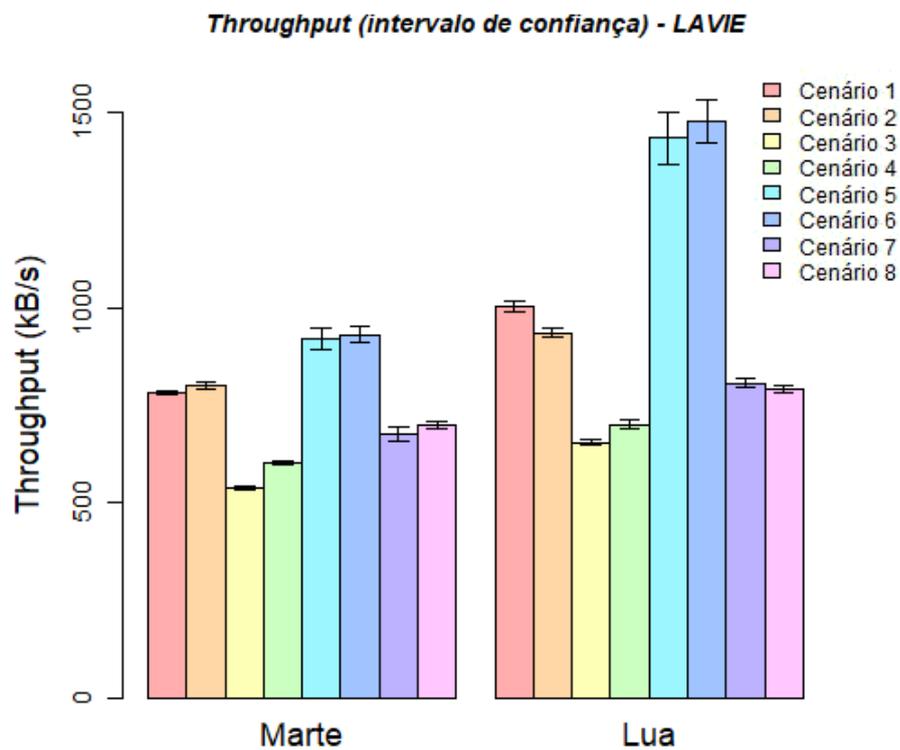
Fonte: o autor.

Tabela 26 – Intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o *Throughput* na LAVIE.

Intervalo de confiança				
Throughput (kB/s)				
	Marte		Lua	
	Min	Max	Min	Max
C1	776,38	789,62	987,98	1016,02
C2	793,19	808,81	927,53	946,47
C3	535,57	544,43	647,37	662,63
C4	597,44	608,56	688,99	715,01
C5	895,4	948,6	1368,39	1501,61
C6	910,9	951,1	1422,8	1531,2
C7	659,7	696,3	794,6	819,4
C8	690,99	711,01	783,02	802,98

Fonte: o autor.

Figura 53 – Gráfico de intervalo de confiança com 95% de confiabilidade para o *Throughput* na LAVIE.



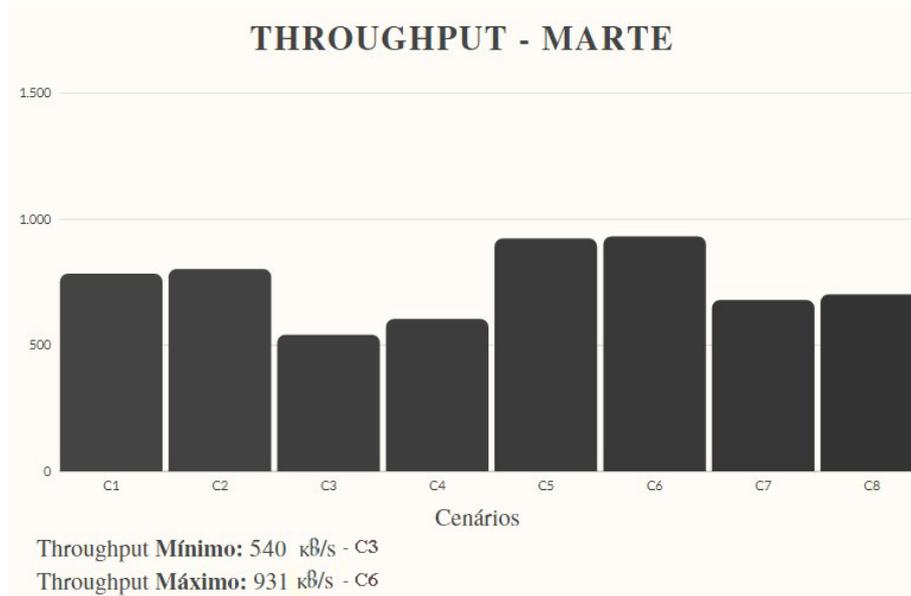
Fonte: Autor.

Figura 54 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Marte na LAVIE.



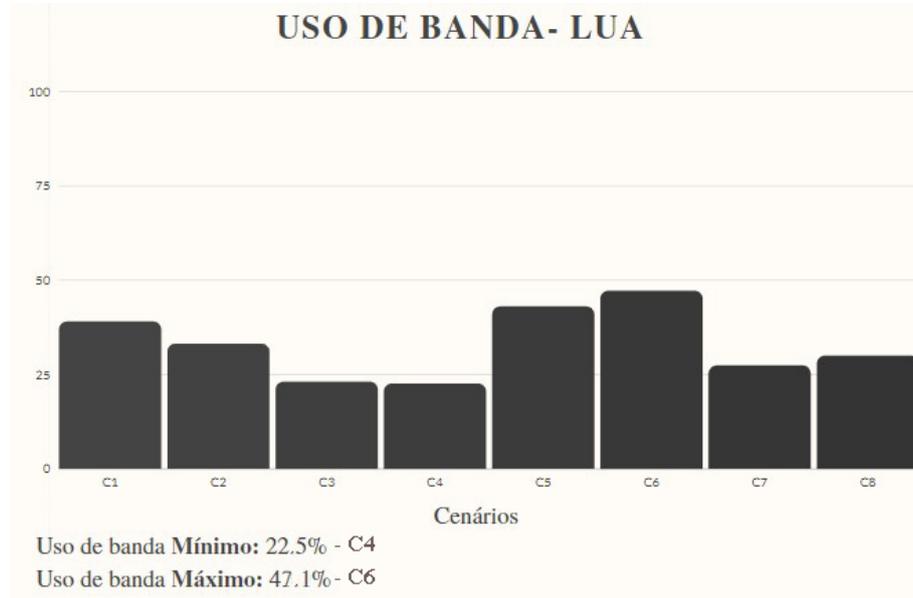
Fonte: Autor.

Figura 55 – Gráfico do *throughput* para o projeto Terra-Marte na LAVIE.



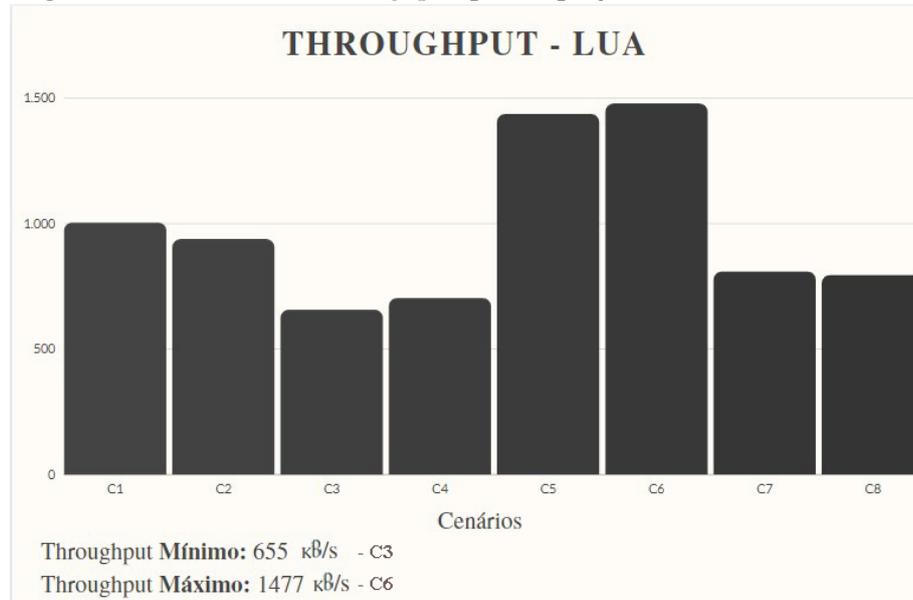
Fonte: Autor.

Figura 56 – Gráfico do uso de banda para o projeto Terra-Lua na LAVIE.



Fonte: Autor.

Figura 57 – Gráfico do *throughput* para o projeto Terra-Lua na LAVIE.



Fonte: Autor.

6 CONCLUSÕES

Neste capítulo, são apresentados, de forma resumida, os resultados coletados, seguidos de uma discussão sobre esses resultados e como a LAVIE se comporta em diferentes tipos de comunicação. Em seguida, são mostrados alguns dos trabalhos futuros, na forma de possibilidades de extensão para a LAVIE. Por fim, são discutidas as conclusões finais do trabalho.

6.1 Resultados

Como foi mostrado no capítulo 5, o experimento foi dividido em duas partes, sendo a primeira denominada Terra-Marte que visa avaliar uma comunicação leve e uma intensa com Marte partindo das bases Terrestres para uma base Marciana.

A segunda parte foi dita Terra-Lua que teve o objetivo de avaliar as perspectivas de comunicação leve e intensa de transferência de pacotes das bases terrestres para uma base lunar.

Além disso, cada parte possui uma composição de oito cenários onde são alterados parâmetros de tamanho da constelação, número de pacotes e tamanho dos pacotes, de modo a simular os comportamentos de comunicação de transferência de imagens e comunicação de troca de mensagens.

Cada cenário foi testado com a arquitetura tradicional, que usamos como base de comparação, e com a LAVIE.

Os resultados da Terra-Marte são mostrados nas Tabelas 15, 16, 17, 18, 19 e 20. Os resultados da Terra-Lua são mostrados nas Tabelas 21, 22, 23, 24, 25 e 26. Todos os experimentos foram executados com fator de repetição igual a 50 e foram extraídos desvio padrão e intervalos de confiança com confiabilidade de 95%.

6.2 Discussão

Ao analisar os dados, obtemos algumas informações e padrões. Primeiro foram comparados lado a lado os resultados e destacados em verde os maiores, como mostrado na Tabela 28.

A arquitetura tradicional sempre se mostrou melhor nos cenários C1, C2, C5 e C6, estes são os cenários com o fator de número de satélites definido como mínimo, ou seja, a arquitetura tradicional tem melhores resultados com a comunicação no comportamento de poucos pacotes.

Compondo esse padrão, a LAVIE sempre se mostra mais eficiente nos casos C3, C4, C7 e C8, cenários os quais definem o fator de número de satélites como máximo, ou seja, a LAVIE provê melhor suporte para transferência de grande quantidade de dados.

o *throughput* nas duas arquiteturas se destacam muito nos cenários C5 e C6, isso se dá por ter menos obstáculos, distancia menor e menos perda de bits consequentemente, há um ganho muito grande de *throughput*.

Um padrão observado é que quando aumenta o número de pacotes, o *throughput* em resposta diminui. O número de satélites causa um aumento leve no *throughput*. Pacotes menores tem *throughput* levemente menor na comunicação de marte, mas na lua, isso varia com outros fatores.

Um ponto interessante a se observar é que a LAVIE, nos casos C1, C2, C5 e C6, fica abaixo da tradicional por pouca cardinalidade, sendo no máximo a diferença de 9,2%, enquanto nos cenários C3, C4, C7 e C8 ela se mostra muito melhor, atingindo a diferença de até 18,6%, sendo no cenário C8 quatro vezes maior que na arquitetura tradicional.

Então, avaliando pelo ponto de vista do uso de banda e *throughput*, é mais vantajoso usar a LAVIE, pois apresenta pouca diferença em casos de comunicação leve e mostra muita melhoria nos casos de comunicação intensa.

No capítulo 5, foram marcados os picos e os vales em negrito, ou seja, os melhores e piores resultados de cada projeto. Observando essa informação, extraímos novamente que para a arquitetura tradicional os picos estão concentrados nos cenários de comunicação leve, principalmente C1 e C2, e os vales estão nos cenários de comunicação intensa, principalmente nos cenários C7 e C8.

Já para a LAVIE, os picos estão localizados nas comunicações de comportamento muito ativo, principalmente nos cenários C7 e C8, e os vales estão nos cenários onde há poucos pacotes, principalmente nos cenários C1 e C2. Isso reforça os resultados obtidos que a LAVIE é melhor para transferência de arquivos grandes como imagens e vídeos.

Alguns motivos influenciam a LAVIE ter resultados menores em relação a arquitetura tradicional, quando tratado cenários de comunicação leve são:

1. *Overhead* causado pelo excesso de roteamento, devido a estratégia de *store and forward* do STP;
2. Maior quantidade de satélites reflete em uma maior quantidade de perdas, devido a LAVIE tentar usar o melhor da rede em todos os casos, o protocolo busca usar todos os satélites e

isso causa uma maior perda de pacotes;

3. Perdas impactam mais em cenários de comunicação leve.

Alguns motivos que influenciam a LAVIE ter resultados maiores em relação a arquitetura tradicional, quando tratado cenários de comunicação intensa são:

1. Menos problemas de linha de visão, devido a LAVIE ter varias opções de satélites para envio. O que é essencial quando a comunicação é intensa e requer que a rede sempre esteja disponível para envio e recebimento.
2. Maior quantidade de satélites reflete em maior cobertura, devido a LAVIE trabalhar com 2 camadas e ter múltiplos satélites em cada camada, ela consegue suportar um tráfego mais intenso.
3. Padronização no envio, como na LAVIE a comunicação entre planetas é sempre feita de uma camada de borda equatorial para outra camada de borda equatorial, as partes emissoras e receptoras são obrigadas a usar um satélite mais potente para comunicação de longa distancia.

Os dados de desvio padrão baixos indicam que os resultados obtidos são confiáveis. Já quanto ao intervalo de confiança de 95% de confiabilidade vemos variações bem pequenas nos máximos e mínimos, então não afetam as conclusões obtidas.

Olhando conforme o preço relacionado com criação e lançamento dos satélites, o valor varia bastante, dependendo da agência espacial que realiza o lançamento. A Tabela 27 mostra uma relação aproximada de quanto cada agência espacial cobra para lançar um satélite em órbita.

Tabela 27 – Comparação de preços mínimos e máximos para lançamento de satélite.

Empresa	Preço Mínimo (milhões de dólares)	Preço Máximo (milhões de dólares)
Orbital ATK	80	85
Arianespace	160	178
United Launch Alliance	137	179
SpaceX	50	61
ISRO	21	31
MHI Launch Services	90	112
Roscosmos	50	213
Vector Space Systems	1,5	10

Fonte: o autor.

Visto o baixo uso de banda e *throughput* da arquitetura tradicional, é possível dizer que é mais vantajoso usar a LAVIE, restando a escolha do tamanho da constelação.

Levando em consideração o custo dos satélites é mais barato e oferece bons resultados usar uma constelação de satélites híbrida com poucos satélites, 12 LEO e 4 GEO. O que reforça os resultados preliminares, onde com 8 satélites já é atingido uma índice de cobertura muito aceitável, e são necessários 18 satélites nas condições propostas, para atingir o índice de 100%.

Se o preço não for uma métrica importante para a agência ou investidor, é recomendada uma abordagem da constelação híbrida com muitos satélites, garantindo melhores resultados e maior cobertura.

Um dos objetivos desse trabalho era garantir que a LAVIE tenha uma boa replicabilidade, devido a sua independência quanto ao planeta sede. Isso garante que qualquer planeta em que satélites possam orbitar, ou seja, não apresente condições climáticas extremas que inviabilizam o uso de satélites, como calor e frio extremos, é possível estender a LAVIE para o planeta.

Tabela 28 – Comparação entre a arquitetura tradicional e a LAVIE.

	Arquitetura Tradicional				LAVIE				Comparação (LAVIE)			
	Uso de Banda		Throughput		Uso de Banda		Throughput		Uso de Banda		Throughput	
	M	L	M	L	M	L	M	L	M	L	M	L
C1	37,1	41,3	830,1	1144,0	30,3	39,0	783	1002	-18,32%	-5,56%	-5,67%	-12,41%
C2	38,9	45,1	841,6	1330,7	29,7	33,1	801	937	-23,65%	-26,60%	-4,82%	-29,58%
C3	9,7	11,2	230,4	334,7	19,5	23,0	540	655	+101,03%	+105,35%	+134,37%	+95,69%
C4	8,3	10,1	291,9	201,8	18,0	22,5	603	702	+116,86%	+122,77%	+106,57%	+247,86%
C5	38,0	40,2	997,4	1250,1	31,5	43,0	922	1435	-17,10%	+6,96%	-7,55%	+14,79%
C6	38,4	40,2	971,0	1190,6	33,0	47,1	931	1477	-14,06%	+17,16%	-4,11%	+24,05%
C7	8,7	14,4	144,7	207,9	23,1	27,3	678	807	+165,51%	+89,58%	+368,55%	+288,16%
C8	6,1	11,8	92,3	203,9	24,7	29,9	701	793	+304,91%	+153,38%	+659,47%	+288,91%

Fonte: o autor.

6.3 Trabalhos futuros

Nesta seção, são mostradas as possibilidades de extensão deste trabalho, bem como outras formas de modelar o problema de comunicação interplanetária, vertentes não exploradas e aplicações de conceitos e tecnologias à LAVIE.

Da mesma forma, são mostradas as oportunidades de pesquisa que se tornam possíveis com a conclusão deste trabalho.

6.3.1 Possibilidades de extensão

Neste trabalho, consideramos apenas o comportamento da rede para envio em rajadas para transferência de arquivos grandes ou contínuo para comunicação de controle, seria interessante abordar e aplicar o conceito de redes oportunistas para as constelações, ou seja, os satélites esperarem o melhor momento para transferir os pacotes.

Como visto no decorrer do trabalho, A LAVIE é mais eficaz quando está tratando de uma comunicação forte em tempos espaçados, então uma abordagem oportunista poderia armazenar os pacotes até formar uma grande quantidade e tentar enviar de uma vez. Dessa forma, redes oportunistas são uma possibilidade de extensão.

O algoritmo de roteamento pensado para internet interplanetária não prevê que a rede tenha muitos caminhos para escolher, logo, ele segue uma abordagem de caminho único. Porém, com a implantação da LAVIE, principalmente na configuração de muitos satélites, se torna possível uma grande combinação de diferentes caminhos.

Dessa forma, uma possibilidade de extensão interessante é a abordagem multi caminhos, utilizando um algoritmo que divida o tráfego em diferentes caminhos para evitar sobrecarga em cenários de comunicação intensa e tentar diminuir o tempo final de transmissão.

Outra abordagem interessante é o uso de Software-Defined Networking (SDN), pois esse conceito tem o objetivo de ser adaptável, fornecendo ao administrador da rede um recurso que permite que o mesmo controle, gerencie e personalize a rede e seu tráfego sem alterar a rede fisicamente. Essa adaptabilidade é muito vantajosa para as constelações de satélites, visto que é extremamente difícil alterar a rede fisicamente, o uso de um software para analisar o comportamento ou histórico da rede e realizar um *switching* entre os nós.

Um conceito para o futuro é o de Network Functions Virtualization (NFV), que visa substituir funções executadas por hardware para uma virtualização em software. Até o momento

deste trabalho o estado da IPN é bem inicial e seu uso bem restrito a organizações e empresas autorizadas, logo, não há tanta importância para o NFV ainda.

Porém, futuramente é esperado que a IPN seja popularizada e com seu uso sendo abrangente seria muito benéfico à virtualização das funções, para execução de múltiplas funções por um mesmo hardware, como firewall integrado e balanceamento de tráfego.

Outro conteúdo para o futuro é o de priorização e balanceamento de tráfego. Devido à exclusividade da rede interplanetária no estado estudado, é improvável que uma comunicação entre em conflito com outra. Porém, foi visto neste trabalho que o interesse comercial é crescente e, com esse crescimento é interessante estudar o uso de priorização de tráfegos, como controle em tempo real.

Se for adotada a configuração de muitos satélites na constelação, é interessante usar no algoritmo de roteamento um encaminhamento de multi-caminhos para tentar aumentar a taxa de entrega. Ao mesmo tempo, é interessante verificar se essa abordagem multi-caminhos não aumenta a taxa de erro ao se tentar realizar múltiplos envios.

Ao fim do experimento, é obtido uma grande quantidade de dados em formatos de logs, o qual foram avaliados apenas para cálculo do uso da banda e *throughput*. Com essa grande quantidade de dados é uma boa possibilidade de extensão, o detalhamento e estudo mais aprofundado desses dados, como:

1. Algoritmos de mineração para encontrar padrões nos dados e resolver problemas de pesquisa específicos, como identificar quais satélites são menos utilizados e retirá-los da constelação, criando assim um sistema de feedback da rede.
2. Modelos de regressão para avaliar o comportamento coletivo de métricas específicas, e analisar se há correlação entre elas.
3. Algoritmos genéticos para avaliar a alteração de parâmetros e analisar se há alteração nas métricas finais.
4. Redes neurais para avaliar a melhor configuração de satélites em fatores de número de satélites e órbitas, a fim de um determinado perfil específico de tráfego ou para alcançar um *throughput* alvo.

Assim dizendo, é possível reformular o objetivo dessa dissertação para um problema de otimização, buscando maximizar as métricas escolhidas ou minimizar parâmetros negativos, como atraso e perda de pacotes.

Por fim, uma visão mais focada nos custos seria muito interessante, principalmente

quando há a ponto de vista de um investidor ou empresa privada, estudar o problema de construir a melhor arquitetura possível com uma verba definida, ou estabelecer uma meta de uso de banda e criar um algoritmo de busca para descobrir a arquitetura mais barata que atinge aquele objetivo.

6.3.2 *Problemas em aberto*

Existem diversos problemas relacionados a comunicação interplanetária, essa descrição é focada nos problemas que envolvem a LAVIE.

Inicialmente há o problema de locomoção, como projetar e programar os satélites para orbitarem outros planetas, principalmente planetas mais distantes. Na LAVIE estamos tratando com muitos e diferentes tipos de satélites, é vantajoso que exista uma forma mais fácil de enviar e sincronizar a constelação no planeta alvo.

Em seguida, existe o problema de escalabilidade dos planetas e satélites. A arquitetura é feita do ponto de vista da terra com suas dimensões, para outros planetas é necessária uma adaptação, visto que os planetas diferem em tamanho, massa, composição e conseqüentemente força de atração.

Da perspectiva mais física, encontra-se o problema de condições climáticas extremas, alguns planetas são simplesmente inviáveis de servirem como sede para a constelação por danificarem os equipamentos com sua atmosfera muito quente ou muito fria.

Outro problema em aberto é a cobertura oferecida ao planeta, tanto em relação ao cálculo necessário de quantos satélites e órbitas diferentes são necessárias dependendo do tamanho do planeta, quanto a disponibilidade que a rede oferece ao planeta. Não é interessante aumentar o *throughput*, se o mesmo diminuir a disponibilidade.

Isso é visto na arquitetura tradicional modelada neste trabalho, em alguns casos o *throughput* é maior, porém, a cobertura oferecida é pobre, resultando em métricas piores quando a rede é mais requisitada.

Em uma visão mais de longo prazo, há pesquisas estudando outras formas de comunicação além de ondas eletromagnéticas, (Mukherjee, 2000) e (ESSIAMBRE; TKACH, 2012) mostram pesquisas com transmissão de dados por luz, que pode ser extrapolada para o espaço.

6.4 Contribuições

As principais contribuições deste trabalho podem ser resumidas como se segue:

- Concepção da LAVIE, uma arquitetura de satélites híbrida independente de agência espacial ou missão específica, a arquitetura criada é livre para qualquer usuário, agência, investidor ou empresa usar e serve como base para qualquer tipo de missão.
- Criação e configuração da LAVIE no software STK foi uma etapa que demandou uma quantia considerável de tempo, devido à complexidade do STK, caso alguém esteja entusiasmado a estudar ou alterar a LAVIE há uma base já pronta para livre comparação.
- Modificações realizadas no simulador de movimentação de satélites OS3 (NIEHOEFER *et al.*, 2013).¹ O OS3 foi usado para o teste de cobertura mostrado na seção 5.1 de resultados preliminares. Com as modificações feitas, agora é possível simular uma constelação inteira ao invés de apenas um único satélite, e obter os resultados de forma individual ou coletiva. O objetivo é a proposta servir de base para futuras implementações de internet interplanetária, podendo ser alterada livremente para atender requisitos específicos, mas usando a mesma base em comum. Além disso, seu foco é em replicabilidade, podendo ser transposta para qualquer planeta alvo, dado os ajustes de escala.

¹ https://drive.google.com/file/d/1HHFv71DutUked3Zt7_jZqB_B3U3du567/view?usp=sharing

REFERÊNCIAS

- AFRIC, W.; Zovko-Cihlar, B.; Grgic, S. Methodology of path loss calculation using measurement results. In: **14th International Workshop on Systems, Signals and Image Processing and 6th EURASIP Conference focused on Speech and Image Processing, Multimedia Communications and Services**. [S. l.: s. n.], 2007.
- AGI, A. G. **Systems Tool Kit (STK)**. 2020. A platform for analyzing and visualizing complex systems in the context of your mission. Disponível em: <https://www.agi.com/products/stk>. Acesso em: 11. set. 2020.
- AHRENHOLZ, J.; DANILOV, C.; Henderson, T. R.; Kim, J. H. Core: A real-time network emulator. In: **MILCOM - IEEE Military Communications Conference**. [S. l.: s. n.], 2008.
- AITON, E. J. Kepler's second law of planetary motion. **Isis**, v. 60, n. 1, p. 75–90, 1969.
- AKAN, O. B.; FANG, H.; AKYILDIZ, I. F. Performance of tcp protocols in deep space communication networks. **IEEE Communications Letters**, v. 6, n. 11, p. 478–480, 2002.
- AKYILDIZ, I. F.; AKAN, B.; CHEN, C.; FANG, J.; SU, W. Interplanetary internet: state-of-the-art and research challenges. **Computer Networks**, v. 43, n. 2, p. 75 – 112, 2003.
- AKYILDIZ, I. F.; JIAN FANG. Tcp-peachtree: a multicast transport protocol for satellite ip networks. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 22, n. 2, p. 388–400, 2004.
- AKYILDIZ, I. F.; MORABITO, G.; Palazzo, S. Tcp-peach: a new congestion control scheme for satellite ip networks. **IEEE/ACM Transactions on Networking**, New York, NY, USA, v. 9, n. 3, p. 307–321, 2001.
- AKYILDIZ, I. F.; XIN ZHANG; Jian Fang. Tcp-peach+: enhancement of tcp-peach for satellite ip networks. **IEEE Communications Letters**, v. 6, n. 7, p. 303–305, 2002.
- ARANITI, G.; BISIO, I.; DE SANCTIS, M. Interplanetary networks: Architectural analysis, technical challenges and solutions overview. In: **2010 IEEE International Conference on Communications**. [S. l.: s. n.], 2010.
- AXELRAD, P.; BEHRE, C. P. Satellite attitude determination based on gps signal-to-noise ratio. **Proceedings of the IEEE**, v. 87, n. 1, p. 133–144, 1999.
- BANERJEE, N.; CORNER, M. D.; Levine, B. N. An energy-efficient architecture for dtn throwboxes. In: **IEEE INFOCOM 2007 - 26th IEEE International Conference on Computer Communications**. [S. l.: s. n.], 2007.
- BELL, D. J.; Cesarone, R.; Ely, T.; Edwards, C.; Townes, S. Mars network: a mars orbiting communications and navigation satellite constellation. In: **2000 IEEE Aerospace Conference. Proceedings (Cat. No.00TH8484)**. [S. l.: s. n.], 2000.
- BESTE, D. C. Design of satellite constellations for optimal continuous coverage. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, AES-14, n. 3, p. 466–473, 1978.
- BESTE, D. C. Design of satellite constellations for optimal continuous coverage. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, AES-14, n. 3, p. 466–473, 1978.

BHASIN, K.; HAYDEN, J. L. Space internet architectures and technologies for nasa enterprises. In: **2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.01TH8542)**. [S. l.: s. n.], 2001. v. 2, p. 2/931–2/941 vol.2.

BION, W. Réflexion faite. In: **Réflexion faite**. [S. l.: s. n.], 1983.

BRUNNER, M.; EGGERT, L.; FALL, K.; OTT, J.; WOLF, L. Dagstuhl seminar on disruption tolerant networking. **SIGCOMM Comput. Commun. Rev.**, Association for Computing Machinery, New York, NY, USA, v. 35, n. 3, jul. 2005.

BURLEIGH, S.; CERF, V.; DURST, R.; FALL, K.; HOOKE, A.; SCOTT, K.; WEISS, H. The interplanetary internet: A communications infrastructure for mars exploration. **Acta Astronautica**, v. 53, n. 4, 2003.

BURLEIGH, S.; HOOKE, A. **Delay-Tolerant Networking Architecture**. California, CA, USA, 2007.

BURLEIGH, S.; HOOKE, A.; TORGERSON, L.; FALL, K.; CERF, V.; DURST, B.; SCOTT, K.; WEISS, H. Delay-tolerant networking: an approach to interplanetary internet. **IEEE Communications Magazine**, v. 41, n. 6, p. 128–136, 2003.

CAINI, C.; CORNICE, P.; Firrincieli, R.; Lacamera, D. A dtn approach to satellite communications. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 26, n. 5, p. 820–827, 2008.

CCSDS. Consultative committee for space data systems, **MISSION PLANNING AND SCHEDULING**, informational report ccstds 529.0-g-1 , green book v.1 ccstds. In: **CCSDS Computer Networks**. Washington, DC, USA: [S. n.], 2018.

CCSDS. Consultative committee for space data systems, delta-dor— technical characteristics and performance, informational report ccstds 500.1-g-2 , green book v.1 ccstds. In: **CCSDS Computer Networks**. Washington, DC, USA: [S. n.], 2019.

CHEN, Y.; LIU, X.; LIU, J.; TAYLOR, W.; MOORE, J. H. Delay-tolerant networks and network coding: Comparative studies on simulated and real-device experiments. **Computer Networks**, v. 83, 2015.

CHENG, C.-Z. F.; KUO, Y.-H.; ANTHES, R. A.; WU, L. Satellite constellation monitors global and space weather. **Eos, Transactions American Geophysical Union**, v. 87, n. 17, p. 166–166, 2006.

CHENG, C.-Z. F.; KUO, Y.-H.; ANTHES, R. A.; WU, L. Satellite constellation monitors global and space weather. **Eos, Transactions American Geophysical Union**, v. 87, n. 17, p. 166–166, 2006.

CHERTOV, R.; FAHMY, S.; Shroff, N. B. Emulation versus simulation: a case study of tcp-targeted denial of service attacks. In: **2nd International Conference on Testbeds and Research Infrastructures for the Development of Networks and Communities, 2006. TRIDENTCOM 2006**. [S. l.: s. n.], 2006.

CHIN, A.; COELHO, R.; NUGENT, R.; MUNAKATA, R.; PUIG-SUARI, J. Cubesat: The pico-satellite standard for research and education. In: _____. **AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition**. [S. l.: s. n.], 2008.

CONSULTATIVE Committee for Space Data Systems, **ORBIT DATA MESSAGES**, CCSDS 502.0-B-2 , Blue Book v.1 CCSDS, Washington, DC,. In: CCSDS Computer Networks. [S. l.: s. n.], 2009.

CONSULTATIVE Committee for Space Data Systems, **SPACE PACKET PROTOCOL SPECIFICATION**, CCSDS 133.0-B-2 , Blue Book v.1 CCSDS, Washington, DC,. In: CCSDS Computer Networks. [S. l.: s. n.], 2020.

DANLEI Yu; YOUNG-BAE Ko. Ffrdv: Fastest-ferry routing in dtn-enabled vehicular ad hoc networks. In: **2009 11th International Conference on Advanced Communication Technology**. [S. l.: s. n.], 2009.

DONG, C.; YANG, J.; ZHANG, W.; YANG, Z.; LU, N.; SHI, J.; ZHANG, P.; LIU, Y.; CAI, B. An overview of a new chinese weather satellite fy-3a. **Bulletin of the American Meteorological Society**, v. 90, n. 10, p. 1531–1544, 2009.

E., M. **Space Exploration Technologies Corp.** Califórnia, EUA: [S. n.], 2002. Disponível em: <https://www.spacex.com>. Acesso em: 30. apr. 2020.

EDWARDS, P. G.; BERUTTI, B.; BLYTHE, P.; CALLIES, J.; Carlier, S.; Fransen, C.; Krutsch, R.; Lefebvre, A.-R.; Loiselet, M.; Stricker, N. The MetOp satellite - Weather information from polar orbit. **ESA Bulletin**, v. 127, p. 8–17, ago. 2006.

ELAASAR, M. E. **XSTP Extended satellite transport protocol**. Tese (Doutorado) – Carleton University, S.I, 2003.

EMANE. **Extendable Mobile Ad-hoc Network Emulator**. 2020. Networks and Communication Systems Branch. Disponível em: <https://www.nrl.navy.mil/itd/ncs/products/emane>. Acesso em: 25. apr. 2020.

ENDRES, S.; GRIFFITH, M.; MALAKOOTI, B.; BHASIN, K.; HOLTZ, A. **Space Based Internet Network Emulation for Deep Space Mission Applications** [s.n]. New York, NY, USA, 05 2004.

ESSIAMBRE, R.; TKACH, R. W. Capacity trends and limits of optical communication networks. **Proceedings of the IEEE**, v. 100, n. 5, p. 1035–1055, 2012.

FOWLER, M. **Keplerian orbits**. Virginia, EUA: [S. n.], 2020. Kepler orbit satellite. Disponível em: https://galileoandstein.phys.virginia.edu/7010/CM_15_Keplerian_Orbits.html. Acesso em: 30. apr. 2020.

FUNASE, R.; TAKEI, E.; NAKAMURA, Y.; NAGAI, M.; ENOKUCHI, A.; YULIANG, C.; NAKADA, K.; NOJIRI, Y.; SASAKI, F.; FUNANE, T.; EISHIMA, T.; NAKASUKA, S. Technology demonstration on university of tokyo’s pico-satellite “xi-v” and its effective operation result using ground station network. **Acta Astronautica**, v. 61, n. 7, p. 707 – 711, 2007.

G., V. L. Orbital patterns for satellite systems. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 6, p. 709–725, 01 1960.

GAULLE, C. de. **Centre National d’Études Spatiales**. Paris, FR: [S. n.], 1961. Disponível em: <https://cnes.fr/fr/>. Acesso em: 28. apr. 2020.

- GNS3. **Graphical Network Simulator-3**. 2020. The software that empowers network professionals. Disponível em: <https://www.gns3.com>. Acesso em: 25. apr. 2020.
- GORRINGE V. M. AND LEACH, P. G. L. Kepler's third law and the oscillator's isochronism. **American Journal of Physics**, v. 61, n. 11, p. 991–995, 1993.
- GRANDISON, T.; SLOMAN, M. A survey of trust in internet applications. **IEEE Communications Surveys Tutorials**, v. 3, n. 4, p. 2–16, 2000.
- GREEN, C. G. B.; MASSATT, P. D.; RHODUS, N. W. The gps 21 primary satellite constellation. **NAVIGATION**, v. 36, n. 1, p. 9–24, 1989.
- GRENANDER, U.; TSAO, R. Quantitative methods for evaluating computer system performance: A review and proposals. In: FREIBERGER, W. (Ed.). **Statistical Computer Performance Evaluation**. [S. l.]: Academic Press, 1972.
- HE, G.; ZHAN, Y.; GE, N. Adaptive transmission method for alleviating the radio blackout problem. **Progress in Electromagnetics Research**, v. 152, p. 127–136, 01 2015.
- HEMMINGER, S. **Network emulation with NetEm**. **Linux Conf Au**, New York, NY, USA, 05 2005.
- HENDERSON, T. R.; KATZ, R. H. Satellite transport protocol (stp): An sscop-based transport protocol for datagram satellite networks. In: **Statistical Computer Performance Evaluation**. New York, NY, USA: [S. n.], 1997.
- HENDERSON, T. R.; KATZ, R. H. Satellite transport protocol (stp): An sscop-based transport protocol for datagram satellite networks. In: **Statistical Computer Performance Evaluation**. New York, NY, USA: [S. n.], 1997.
- HENDERSON, T. R.; KATZ, R. H. Transport protocols for internet-compatible satellite networks. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 17, n. 2, p. 326–344, 1999.
- HOOKE, A. The interplanetary internet. **Commun. ACM**, Association for Computing Machinery, New York, NY, USA, v. 44, p. 38–40, set. 2001.
- HUSSAINI, U. **Low earth orbit, medium and high earth orbits – Types of orbits**. 2017. Umair has a Bachelors Degree in Electronics and Telecommunication. Disponível em: <https://www.technobyte.org/low-medium-high-earth-orbits-types-of-orbits/>. Acesso em: 04. may. 2020.
- ISSARIYAKUL, T.; HOSSAIN, E. Introduction to network simulator 2 (ns2). In: _____. **Introduction to Network Simulator NS2**. Boston, MA: Springer US, 2009.
- JAIN, R. **The art of computer systems performance analysis - techniques for experimental design, measurement, simulation, and modeling**. [S. l.]: Wiley, 1991.
- JAXA, N. R. . D. A. **Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) “TSUBAME” has set a GUINNESS WORLD RECORDS(R)**. 2019. Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) announced that its Super Low Altitude Test Satellite “TSUBAME” (SLATS) was registered by the Guinness World Records*1 as having achieved the “lowest altitude by an Earth observation satellite in orbit.”. Disponível em: <https://global.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a.html>. Acesso em: 07. nov. 2020.

JIMENEZ, A. **Diseño de un sistema de comunicaciones para satélite de órbita baja basado en modulaciones de fase continua** [s. n]. Madrid, ES, 01 2000.

KALDENBACH, B.; GEISSLER, D. R.; Hoef, E. W. V. A system simulator for low orbit satellite communication network. In: **MILCOM 1987 - IEEE Military Communications Conference - Crisis Communications: The Promise and Reality**. [S. l.: s. n.], 1987.

LABELLE, R. C.; ROCHBLATT, D. J. Calibration and performance measurements for the nasa deep space network aperture enhancement project (daep). **Acta Astronautica**, v. 147, 2018.

LAMPORESI, G.; BERTOLDI, A.; CACCIAPUOTI, L.; PREVEDELLI, M.; TINO, G. M. Determination of the newtonian gravitational constant using atom interferometry. **Phys. Rev. Lett.**, American Physical Society, v. 100, p. 050801, Feb 2008.

LANG, T. J.; ADAMS, W. S. A comparison of satellite constellations for continuous global coverage. In: HA, J. C. van der (Ed.). **Mission Design & Implementation of Satellite Constellations**. Dordrecht: Springer Netherlands, 1998.

LANTZ, B.; HELLER, B.; MCKEOWN, N. A network in a laptop: Rapid prototyping for software-defined networks. In: **Proceedings of the 9th ACM SIGCOMM Workshop on Hot Topics in Networks**. New York, NY, USA: Association for Computing Machinery, 2010.

LAWAS-GRODEK, F. J.; TRAN, D. T.; DIMOND, R. P.; IVANCIC, W. **SCPS-TP, TCP and Rate-Based Protocol Evaluation For High Delay, Error Prone Links**. New York, NY, USA, 10 2002.

LIU, F.; QI, J.; HUANG, Z.; GUO, J. Design and simulation of satellite network's ccnds protocol. In: **Proceedings of the 2018 International Conference on Information Science and System**. New York, NY, USA: Association for Computing Machinery, 2018. (ICISS '18), p. 210–214. ISBN 9781450364218.

LO, M. W. Satellite-constellation design. **Computing in Science & Engineering**, v. 1, n. 1, p. 58–67, 1999.

LUDERS, R. D. Satellite networks for continuous zonal coverage. **ARS Journal**, v. 31, n. 2, p. 179–184, 1961.

LUO, P.; HUANG, H.; SHU, W.; Li, M.; Wu, M. Performance evaluation of vehicular dtm routing under realistic mobility models. In: **2008 IEEE Wireless Communications and Networking Conference**. [S. l.: s. n.], 2008.

LUTZ, E.; CYGAN, D.; DIPPOLD, M.; DOLAINSKY, F.; Papke, W. The land mobile satellite communication channel-recording, statistics, and channel model. **IEEE Transactions on Vehicular Technology**, v. 40, n. 2, p. 375–386, 1991.

LUZUM, B.; CAPITAINE, N.; FIENGA, A.; FOLKNER, W.; FUKUSHIMA, T.; HILTON, J.; HOHENKERK, C.; KRASINSKY, G.; PETIT, G.; PITJEVA, E.; SOFFEL, M.; WALLACE, P. The iau 2009 system of astronomical constants: the report of the iau working group on numerical standards for fundamental astronomy. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 110, n. 4, p. 293, 2011.

MAHESHAN, M. S.; D, B. **SECURE DATA RETRIEVAL FOR DECENTRALIZED DISRUPTION-TOLERANT MILITARY NETWORKS USING CP-ABE**. In: **Computer Networks**. New York, NY, USA: [S. n.], 2015.

MCGREGOR, I. The relationship between simulation and emulation. In: **Proceedings of the Winter Simulation Conference**. [S. l.: s. n.], 2002. v. 2.

MCGREGOR, V. **NASA current missions**. Virgínia, EUA: [S. n.], 2020. Disponível em: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/?type=current>. Acesso em: 30. apr. 2020.

MILLIANO, M. de; VERHOEVEN, C. Towards the next generation of nanosatellite communication systems. **Acta Astronautica**, v. 66, n. 9, 2010.

MN. **Mininet- An Instant Virtual Network on your Laptop (or other PC)**. 2018. A realistic virtual network, running real kernel, switch and application code. Disponível em: <http://mininet.org/>. Acesso em: 11. set. 2020.

MORABITO, D. The spacecraft communications blackout problem encountered during passage or entry of planetary atmospheres. **Interplanetary Network Progress Report**, New York, NY, USA, 04 2002.

MORABITO, D. D.; Edquist, K. T. Communications blackout predictions for atmospheric entry of mars science laboratory. In: **2005 IEEE Aerospace Conference**. [S. l.: s. n.], 2005.

MORGAN, H.; WISWELL, E.; NUBER, R.; PRIETO, J. J.; FREITAG, J. Throughput analysis of satellite network architectures. In: _____. **18th International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit**. [S. l.: s. n.], 2000.

Mukherjee, B. Wdm optical communication networks: progress and challenges. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 18, n. 10, p. 1810–1824, 2000.

NELSON ANIL NATHA, L. E. J. **Deep space network, Jet Propulsion Laboratory**. California, EUA: [S. n.], 2013. Disponível em: <https://deepspace.jpl.nasa.gov>. Acesso em: 09. may. 2020.

NGUYEN, A.-T.; REITER, S.; RIGO, P. A review on simulation-based optimization methods applied to building performance analysis. **Applied Energy**, New York, NY, USA, v. 113, 2014.

NIEHOEFER, B.; SUBIK, S.; WIETFELD, C. **The CNI Open Source Satellite Simulator based on OMNeT++**. ACM, New York, NY, USA, 7 2013.

NOCA, M.; JORDAN, F.; STEINER, N.; CHOUEIRI, T.; GEORGE, F.; ROETHLISBERGER, G.; SCHEIDEGGER, N.; PÉTER-CONTESSÉ, H.; BORGEAUD, M.; KRPOUN, R.; SHEA, H. Lessons learned from the first swiss pico-satellite: Swisscube. In: **Computer Networks**. New York, NY, USA: [S. n.], 2009.

OCHIAI, H.; ISHIZUKA, H.; Kawakami, Y.; Esaki, H. A dtn-based sensor data gathering for agricultural applications. **IEEE Sensors Journal**, v. 11, n. 11, p. 2861–2868, 2011.

OGALLO, G. G. **Development of Remote Water Quality Monitoring System Using Disruption Tolerant Networking (DTN)**. Tese (Doutorado), Ohio, OK, USA, - Ohio University, 2016.

PAVARANGKOON, P.; MURATA, K. T.; Okada, M.; Yamamoto, K.; Nagaya, Y.; Mizuhara, T.; Takaki, A.; Muranaga, K.; Kimura, E. Bandwidth utilization enhancement using high-performance and flexible protocol for intelsat satellite network. In: **2016 IEEE 7th Annual Information Technology, Electronics and Mobile Communication Conference (IEMCON)**. [S. l.: s. n.], 2016.

- POOLE, I. **Free Space Path Loss details calculator**. 2006. The simplest scenario for radio signal propagation is free space propagation model when a signal travels in free space. Disponível em: <https://www.electronics-notes.com/articles/antennas-propagation/propagation-overview/free-space-path-loss.php>. Acesso em: 05. may. 2020.
- QU, Z.; ZHANG, G.; Cao, H.; Xie, J. Leo satellite constellation for internet of things. **IEEE Access**, v. 5, p. 18391–18401, 2017.
- RADCLIFFE, T. **Smaller Satellites: Bigger business?** concepts, applications and markets for micro/nanosatellites in a new information world. [S. l.]: Space Studies, 2002. 127 - 132 p.
- RAMJATAN, S.; LANI, A.; BOCCELLI, S.; HOVE, B. V.; KARATEKIN, ; MAGIN, T.; THOEMEL, J. Blackout analysis of mars entry missions. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 904, p. A26, 2020.
- RAZOOMNY, Y. Route theory for optimal design of satellite constellations to minimize revisit time in low earth orbits. **International Astronautical Federation - 56th International Astronautical Congress 2005**, v. 5, p. 3236–3246, 01 2005.
- RIBEIRO, D. **Satélites: Entenda a corrida da internet extraterrestre**. London, UK: [S. n.], 2020. Disponível em: <https://www.consumidormoderno.com.br/2020/01/07/satelites-internet/>. Acesso em: 01. Feb. 2020.
- RIDER, L. Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage. **Journal of the Astronautical Sciences**, v. 33, p. 147–161, jun. 1985.
- RIDER, L. Analytic design of satellite constellations for zonal earth coverage using inclined circular orbits. **Journal of the Astronautical Sciences**, v. 34, p. 31–64, mar. 1986.
- RIEBEEK, H. **NASA - Catalog of Earth Satellite Orbits**. California, EUA: [S. n.], 2009. About Orbits, Planetary Motion, Catalog of Earth Satellite Orbits and Flying Steady. Disponível em: <https://earthobservatory.nasa.gov/features/OrbitsCatalog>. Acesso em: 30. apr. 2020.
- RILEY, G. F.; HENDERSON, T. R. **The ns-3 Network Simulator**. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010.
- ROMANO, P.; UNTERBERGER, M.; KOUDELKA, O. Next-generation communication protocol concepts for future nanosatellite constellations. **Acta Astronautica**, v. 67, n. 9, 2010.
- RONALD., C. I. Consultative committee for space data systems, mission operations services concept, informational report ccsds 520.0-g-3, green book (1) ccsds. In: **CCSDS Computer Networks**. Washington, DC, USA: [S. n.], 2010.
- RUSSELL, J. L. Kepler's laws of planetary motion: 1609–1666. **The British Journal for the History of Science**, Cambridge University Press, v. 2, n. 1, p. 1–24, 1964.
- SEBESTYEN, G.; FUJIKAWA, S.; GALASSI, N.; CHUCHRA, A. Low cost design and development. In: _____. **Low Earth Orbit Satellite Design**. Cham: Springer International Publishing, 2018.
- SELIGMAN, M.; FALL, K.; MUNDUR, P. Storage routing for dtn congestion control. **Wireless Communications and Mobile Computing**, v. 7, n. 10, p. 1183–1196, 2007.

- SILVA, A. P.; BURLEIGH, S.; HIRATA, C. M.; OBRACZKA, K. A survey on congestion control for delay and disruption tolerant networks. **Ad Hoc Networks**, v. 25, 2015.
- SILVA, A. P. d.; BURLEIGH, S.; HIRATA, C. M.; OBRACZKA, K. Congestion control in disruption-tolerant networks: A comparative study for interplanetary networking applications. In: **Proceedings of the 9th ACM MobiCom Workshop on Challenged Networks**. New York, NY, USA: Association for Computing Machinery, 2014.
- SUNDARARAJ, L.; VELLAIYAN, P. An overview of alagappa university delay tolerant water monitoring network. In: **Computer Networks**. [S. l.: s. n.], 2010.
- TACHIKAWA, K. **Japan Aerospace Exploration Agency**. Chofu, JP: [S. n.], 2003. Disponível em: <https://global.jaxa.jp>. Acesso em: 30. Apr. 2020.
- THORNER, H. Notes on the desire for knowledge. **The International journal of psycho-analysis**, v. 62, n. Pt 1, 1981.
- TORNELL, S. M.; CALAFATE, C. T.; CANO, J.; Manzoni, P. Dtn protocols for vehicular networks: An application oriented overview. **IEEE Communications Surveys Tutorials**, v. 17, n. 2, p. 868–887, 2015.
- ULYBYSHEV, Y. Satellite constellation design for complex coverage. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 45, p. 843–849, 06 2008.
- VARGA, A. Omnet++. In: _____. **Modeling and Tools for Network Simulation**. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010.
- WALKER, J. G. Satellite Constellations. **Journal of the British Interplanetary Society**, v. 37, p. 559, dez. 1984.
- WALLER, A. **Órbitas de satélite da terra**. Brasília, BR: [S. n.], 2015. ELEMENTOS ORBITAIS (KEPLERIANOS). Disponível em: <https://www.qsl.net/py4zbz/teoria/orbitas.htm>. Acesso em: 07. nov. 2020.
- WASHINGTON, A. N.; IZIDUH, R. Modeling of military networks using group mobility models. In: **2009 Sixth International Conference on Information Technology: New Generations**. [S. l.: s. n.], 2009.
- WINN, C. B.; MENNEMEYER, P. Coverage obtained by controlled satellite constellations for regional communications. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 9, n. 2, p. 92–95, 1972.
- WOOD, L. Satellite constellation networks. In: _____. **Internetworking and Computing Over Satellite Networks**. Boston, MA: Springer US, 2003.
- WYLER, G. **OneWeb**. London, UK: [S. n.], 2012. Disponível em: <https://www.oneweb.world>. Acesso em: 30. apr. 2020.
- WÖRNER, J.-D. **European Space Agency**. Paris, FR: [S. n.], 1975. Disponível em: <https://www.esa.int>. Acesso em: 30. apr. 2020.
- XINGLING Wang; GANG Wang; YAN Guan; QUAN Chen; LIANRU Gao. Small satellite constellation for disaster monitoring in china. In: **Proceedings. 2005 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2005. IGARSS '05**. [S. l.: s. n.], 2005. v. 1.

ZIYI Lu; JIANHUA Fan. Delay/disruption tolerant network and its application in military communications. In: **2010 International Conference On Computer Design and Applications**. [S. l.: s. n.], 2010.