

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Matheus Uchôa Constante

**DESENVOLVIMENTO DE METODOLOGIA PARA
GERAR AS JANELAS DE VISIBILIDADE NO
CONTEXTO DE PLANEJAMENTO E PROGRAMAÇÃO
DE OPERAÇÕES DE SATÉLITES**

Trabalho de Graduação
2022

Curso de Engenharia Aeroespacial

Matheus Uchôa Constante

**DESENVOLVIMENTO DE METODOLOGIA PARA
GERAR AS JANELAS DE VISIBILIDADE NO
CONTEXTO DE PLANEJAMENTO E PROGRAMAÇÃO
DE OPERAÇÕES DE SATÉLITES**

Orientador

Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Coorientadora

Dra. Maria José Pinto (IEAv)

ENGENHARIA AEROESPACIAL

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Uchôa Constante, Matheus

Desenvolvimento de metodologia para gerar as janelas de visibilidade no contexto de planejamento e programação de operações de satélites / Matheus Uchôa Constante.

São José dos Campos, 2022.

50f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeroespacial– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2022. Orientador: Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira. Coorientadora: Dra. Maria José Pinto.

1. Janelas de visibilidade. 2. Operações de satélite. 3. Planejamento. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

UCHÔA CONSTANTE, Matheus. **Desenvolvimento de metodologia para gerar as janelas de visibilidade no contexto de planejamento e programação de operações de satélites**. 2022. 50f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Matheus Uchôa Constante

TÍTULO DO TRABALHO: Desenvolvimento de metodologia para gerar as janelas de visibilidade no contexto de planejamento e programação de operações de satélites.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2022

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste trabalho de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Matheus Uchôa Constante
Rua do H8B, Ap. 219
12.228-461 – São José dos Campos–SP

DESENVOLVIMENTO DE METODOLOGIA PARA GERAR AS JANELAS DE VISIBILIDADE NO CONTEXTO DE PLANEJAMENTO E PROGRAMAÇÃO DE OPERAÇÕES DE SATÉLITES

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



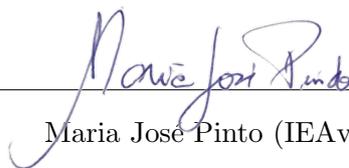
Matheus Uchôa Constante

Autor



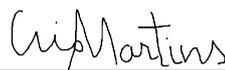
Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Orientador



Maria José Pinto (IEAv)

Coorientadora



Prof^a. Dra. Cristiane Aparecida Martins
Coordenadora do Curso de Engenharia Aeroespacial

São José dos Campos, 18 de novembro de 2022.

À minha família e aos meus amigos, que
me acompanharam nessa jornada.

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer a Deus por ter me permitido chegar até aqui. Em segundo lugar, agradeço à minha família por sempre estar ao meu lado e por me dar todo o suporte que preciso. Gostaria de agradecer, também, aos meus colegas e aos meus professores, que foram essenciais na minha trajetória. Por fim, agradeço, em especial, ao Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira e à Dra. Maria Jose Pinto por terem me orientado durante este trabalho de graduação.

“Desistir é uma solução permanente para um problema temporário.”

— JAMES MACARTHUR

Resumo

Este trabalho está inserido no contexto do projeto PEmSE, que tem por objetivo conceber um ambiente de planejamento, em nível de protótipo, que possa auxiliar no processo de tomada de decisão no contexto espacial, otimizando o emprego dos sistemas espaciais disponíveis e visando um monitoramento eficiente de áreas de interesse (alvos).

Com o intuito de contribuir para o PEmSE, este trabalho esteve envolvido no desenvolvimento de uma metodologia para gerar as janelas de visibilidade e, mais especificamente, no desenvolvimento de um método preliminar de estimar faixas de cobertura de satélites. Para tanto, foram sugeridas ferramentas para propagação de órbita, estimação do ponto nadir, cálculo da projeção terrestre do campo de visão de sensores do satélite e, por fim, definição da área de cobertura.

Apesar das considerações adotadas, Terra esférica e sensor com campo de visão cônico, os resultados obtidos se mostraram satisfatórios para um projeto preliminar e permitiriam que a metodologia fosse empregada em uma série de situações no contexto espacial. De todo modo, mais testes devem ser feitos sobre a metodologia para verificar suas aplicabilidades e limitações.

Abstract

This work is part of the context of the PEmSE project, which aims to design a planning environment, at the prototype level, that can help the decision-making process in the spatial context for optimizing the use of available space systems, aiming at an efficient monitoring of areas of interest (targets).

In order to contribute to PEmSE, this work was involved in the development of a methodology to generate the visibility windows and, more specifically, in the development of a preliminary method to estimate the swath coverage of the satellite. To this end, tools were suggested for orbit propagation, estimation of the nadir point, calculation of the field of view projection on Earth of the satellite sensors and, finally, for definition of the coverage area.

Despite the considerations adopted, spherical Earth and sensor with conical field of view, the results obtained proved to be satisfactory for a preliminary methodology that can be used in a series of situations in the spatial context. Anyway, more computational tests should be done using the methodology to verify its applicability and limitations.

Sumário

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	Objetivo	11
1.2	Motivação	11
1.3	Organização do trabalho	13
2	PEMSE	14
3	MISSÕES ESPACIAIS	17
3.1	Visão Geral	17
3.2	Geometria da Missão Espacial	19
4	FAIXA DE COBERTURA DE SATÉLITES	22
4.1	Projeção Azimutal Equidistante	24
4.2	Algoritmo para Faixa de Cobertura	25
5	DETERMINAÇÃO DA ÁREA DE COBERTURA PARA SENSOR COM CAMPO DE VISÃO CÔNICO	30
6	METODOLOGIA	35
6.1	Propagação de Órbita	36
6.2	Área de Cobertura do Satélite (Projeção Terrestre)	36
6.3	Visualização dos Resultados	37
7	RESULTADOS E DISCUSSÃO	38
7.1	Propagação de Órbita e Determinação do Ponto Nadir	38
7.2	Estimativa da Área de Cobertura do Satélite	39

7.3	Acoplando a Propagação de Órbita com a Estimativa de Área de Cobertura do Satélite	44
8	CONCLUSÃO	46
	REFERÊNCIAS	47
	APÊNDICE A – CÓDIGOS IMPLEMENTADOS	49
A.1	Propagação de Órbita e Definição do Ponto Nadir	49
A.2	Projeção em Solo do Campo de Visão do Satélite	50

1 Introdução

1.1 Objetivo

O objetivo deste trabalho de graduação é contribuir para o desenvolvimento de uma metodologia para gerar as janelas de visibilidade (oportunidades de contato entre satélite e alvo) o mais independente possível dos softwares comerciais disponíveis no mercado e de forma a fornecer ao decisor não somente o momento inicial e final de cada janela de visibilidade, dentro do horizonte de planejamento, como também o formato da janela (projeção geométrica).

Sendo assim, como primeiro passo, buscou-se desenvolver um método preliminar para se estimar a faixa de cobertura de satélites, ou seja, a projeção em solo do campo de visão dos sensores acoplados ao satélite.

1.2 Motivação

Desde o surgimento das primeiras missões espaciais, um questionamento muito comum de se encontrar é se valeria mesmo a pena gastar quantidades tão expressivas de dinheiro para explorar o espaço. Embora este seja um questionamento válido - que, inclusive, deve ser levado em consideração antes da execução de qualquer missão espacial -, os diversos avanços e tecnologias que têm surgido devido à exploração e à utilização do espaço nas últimas décadas deixam bem clara a importância de se investir nessa área. De fato, explorar e utilizar o espaço serve a vários objetivos, desde aqueles mais práticos como telecomunicações e meteorologia, até a grandes observatórios científicos que esperam entender melhor o Universo, avançar em aplicações militares e explorar a Lua e os planetas (WERTZ *et al.*, 2015). A realidade é que a sociedade já está habituada aos benefícios das missões espaciais em seu cotidiano, embora nem todos tenham consciência desse fato.

Diante da importância das missões espaciais para a sociedade moderna, um crescente destaque tem sido dado à área aeroespacial nos últimos anos. Por todo o mundo, muito se tem investido nessa área, seja por governos, seja por empresas privadas. O Brasil, com

sua dimensão continental, também se insere nesse contexto e não pode prescindir do uso do espaço para promover maior soberania e bem-estar social (DEFESA, 2018).

Tratando-se do Brasil, existe uma forte demanda por serviços de comunicações, de meteorologia, e de produção de imagens e dados estratégicos provenientes de satélites, que precisam ser de domínio do Estado Brasileiro (DEFESA, 2018). Nesse sentido, a Estratégia Nacional de Defesa (END) atribuiu ao Comando da Aeronáutica a responsabilidade de, juntamente com outros órgãos federais, promover uma série de medidas visando à independência do setor aeroespacial brasileiro, tornando crescentes e permanentes os benefícios à nossa sociedade. Vale destacar que essa independência aeroespacial está atrelada à garantia de autonomia de operação dos sistemas espaciais e, é nesse contexto, que surge o projeto PEmSE (Planejamento para Emprego de Sistemas Espaciais) na Força Aérea Brasileira.

O projeto PEmSE, vinculado à Divisão C4ISR do Instituto de Estudos Avançados (IEAv) - o qual tem dado suporte para a realização deste trabalho de graduação, juntamente com o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) -, tem por objetivo conceber um ambiente de planejamento, em nível de protótipo, com interface amigável que permita uma interação com o usuário do sistema e ofereça alternativas que auxiliem o processo de tomada de decisão no contexto espacial de forma a otimizar o emprego dos sistemas espaciais disponíveis, visando um monitoramento eficiente de áreas de interesse (alvos). Desta forma, dado um sistema espacial composto por diferentes satélites, sensores e estações de solo, busca-se gerar um planejamento otimizado para o sistema espacial disponível para a aquisição de dados, levando em consideração o horizonte de planejamento, a prioridade dos alvos e os requisitos específicos de cada cenário definidos pelo usuário, como o prazo estipulado (tempo de resposta) e o intervalo desejado entre sucessivas aquisições de um mesmo alvo (revisita) (IEAV, 2022).

Até o momento, as possibilidades de imageamento do alvo (janelas de visibilidade) são consideradas conhecidas e fornecidas como dado de entrada para a metodologia de otimização que gera o planejamento proposto pelo PEmSE. Entretanto, de nosso conhecimento, as ferramentas computacionais disponíveis que tratam temas relacionados à área espacial (p. ex., STK) geram, mas nem sempre fornecem estas janelas de forma a serem utilizadas diretamente pela metodologia de otimização ou indicando a porcentagem de área efetivamente coberta (imageada) do alvo em relação a cada janela de visibilidade. Diante desse cenário, surge a necessidade de se desenvolver uma metodologia para gerar estas janelas o mais independente possível destas ferramentas (softwares comerciais) e de forma a fornecer ao decisor não somente o momento inicial e final de cada janela de visibilidade, dentro do horizonte de planejamento, como também o formato da janela (projeção geométrica). Esta projeção será utilizada por um algoritmo de composição de área que definirá a porcentagem de área imageada de cada alvo a cada passagem dos diferentes

satélites, também necessária para a metodologia de otimização.

1.3 Organização do trabalho

Este trabalho está organizado em 8 capítulos.

Neste primeiro capítulo, fez-se uma introdução sobre o tema de planejamento e programação de operações de satélite, passando-se pelo objetivo, motivação e organização deste trabalho.

O segundo capítulo apresenta o projeto PEmSE, o qual motivou e norteou a realização deste trabalho.

No terceiro capítulo, passou-se uma visão geral sobre Missões Espaciais e sobre alguns tópicos importantes que envolvem o assunto.

O desenvolvimento de uma metodologia para gerar as janelas de visibilidade, objetivo do PEmSE, depende de entender a Geometria da Missão Espacial e, em especial, como se obter a faixa de cobertura de um satélite. Por isso, os capítulos 4 e 5 apresentam formulações para estimar essa faixa de cobertura que podem ser úteis, em algum momento, para o projeto PEmSE. Embora apenas a metodologia apresentada no quinto capítulo tenha sido, de fato, implementada, os tópicos apresentados no quarto capítulo ajudam no entendimento do assunto e, por isso, optou-se por mantê-lo neste trabalho.

O sexto capítulo descreve a metodologia e os materiais utilizados durante este trabalho.

O sétimo capítulo apresenta os resultados obtidos, acompanhados de uma análise e discussão.

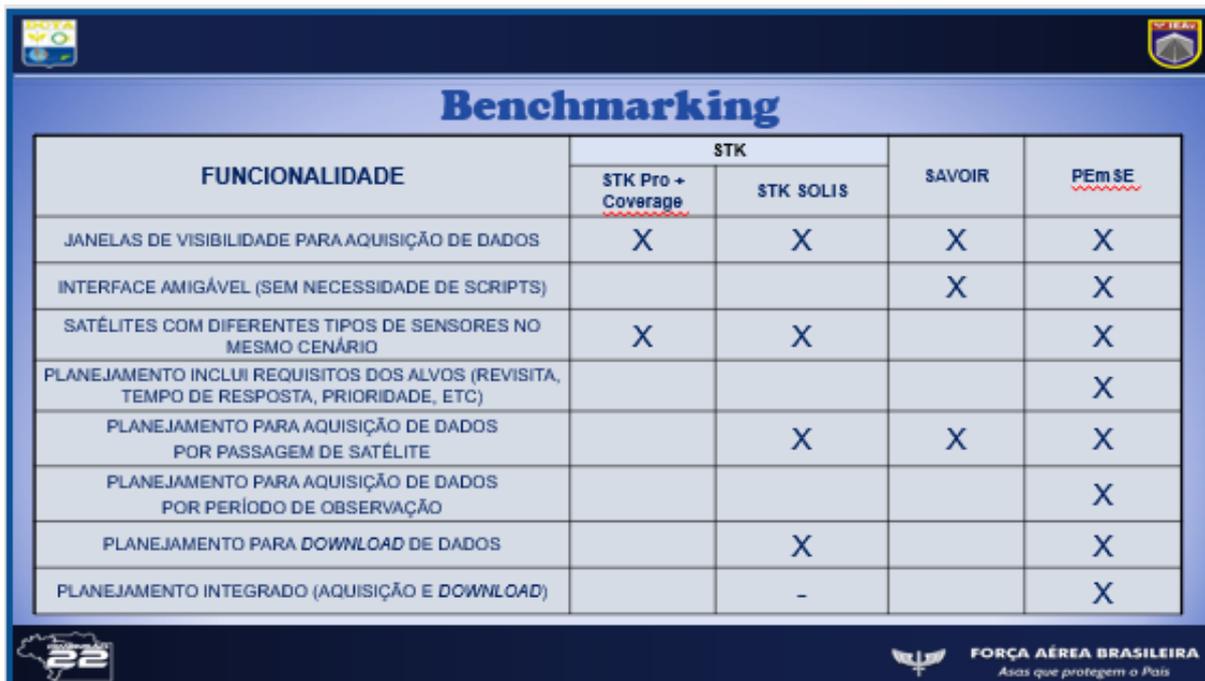
O oitavo capítulo contém a conclusão desta atividade.

Por fim, temos as referências consultadas e os apêndices, onde alguns códigos implementados foram apresentados.

2 PEmSE

Com o aumento do número de satélites e seu emprego em diferentes contextos, cresce também a necessidade do desenvolvimento de ferramentas e/ou metodologias para apoiar o processo de tomada de decisão dentro do contexto espacial visando o planejamento para emprego destes sistemas (PINTO *et al.*,).

Nesse sentido, o projeto PEmSE (Planejamento para Emprego de Sistemas Espaciais) do Instituto de Estudos Avançados (IEAV), tem por objetivo conceber um ambiente de planejamento, em nível de protótipo, com interface amigável que permita uma interação com o usuário do sistema e ofereça alternativas que auxiliem o processo de tomada de decisão no contexto espacial de forma a otimizar o emprego dos sistemas espaciais disponíveis, visando um monitoramento eficiente de áreas de interesse (alvos). Desta forma, dado um sistema espacial composto por diferentes satélites, sensores e estações de solo, busca-se gerar um planejamento otimizado para o sistema espacial disponível para a aquisição de dados, levando em consideração o horizonte de planejamento, a prioridade dos alvos e os requisitos específicos de cada cenário definidos pelo usuário, como o prazo estipulado (tempo de resposta) e o intervalo desejado entre sucessivas aquisições de um mesmo alvo (revisita) (IEAV, 2022). A Figura 2.1 apresenta as principais funcionalidades que se busca implementar no ambiente de planejamento a ser concebido pelo PEmSE e faz uma comparação deste com os principais *softwares* da área espacial disponíveis no mercado atualmente.



FUNCIONALIDADE	STK		SAVOIR	PEmSE
	STK Pro + Coverage	STK SOLIS		
JANELAS DE VISIBILIDADE PARA AQUISIÇÃO DE DADOS	X	X	X	X
INTERFACE AMIGÁVEL (SEM NECESSIDADE DE SCRIPTS)			X	X
SATÉLITES COM DIFERENTES TIPOS DE SENSORES NO MESMO CENÁRIO	X	X		X
PLANEJAMENTO INCLUI REQUISITOS DOS ALVOS (REVISITA, TEMPO DE RESPOSTA, PRIORIDADE, ETC)				X
PLANEJAMENTO PARA AQUISIÇÃO DE DADOS POR PASSAGEM DE SATÉLITE		X	X	X
PLANEJAMENTO PARA AQUISIÇÃO DE DADOS POR PERÍODO DE OBSERVAÇÃO				X
PLANEJAMENTO PARA DOWNLOAD DE DADOS		X		X
PLANEJAMENTO INTEGRADO (AQUISIÇÃO E DOWNLOAD)		-		X

FIGURA 2.1 – *Benchmarking*: comparação entre o ambiente que o PEmSE busca desenvolver e os principais softwares comerciais da área espacial (PINTO *et al.*, 2022).

Para que o PEmSE alcance seu objetivo de otimizar o emprego dos sistemas espaciais, um dos passos programados é o desenvolvimento de uma metodologia de otimização para gerar o planejamento para aquisição e *download* de dados para uma constelação de satélites de observação da terra e de estações de solo, com foco no monitoramento de áreas de interesse (alvos) que possuem prioridades diferentes, dentro de um horizonte de planejamento (PINTO *et al.*,). Este planejamento, além de atender os requisitos do cenário - definidos pelo usuário, como o intervalo mínimo desejado de tempo entre observações sucessivas de um mesmo alvo ou o prazo máximo para que os dados coletados estejam disponíveis - também deve atender as restrições operacionais do sistema. Uma dessas restrições operacionais diz respeito às janelas de visibilidade, que são as oportunidades de contato entre o satélite e o alvo/estação de solo. A aquisição de dados pelo satélite depende de que exista a oportunidade de contato entre o satélite e o alvo, enquanto que o *download* desses dados adquiridos depende de uma oportunidade de contato entre o satélite e a estação de solo. Por conta disso, para se otimizar a operação dos sistemas espaciais, definindo os instantes mais adequados para se fazer as aquisições ou *download* de dados, torna-se necessário o desenvolvimento de uma metodologia para gerar as janelas de visibilidade.

Essa metodologia para obtenção das janelas de visibilidade, além de gerar o horário de início e de fim de cada oportunidade de contato, deve fornecer a geometria de cada oportunidade (projeção em solo). Estes dados servirão de entrada para a metodologia de otimização (PINTO *et al.*,).

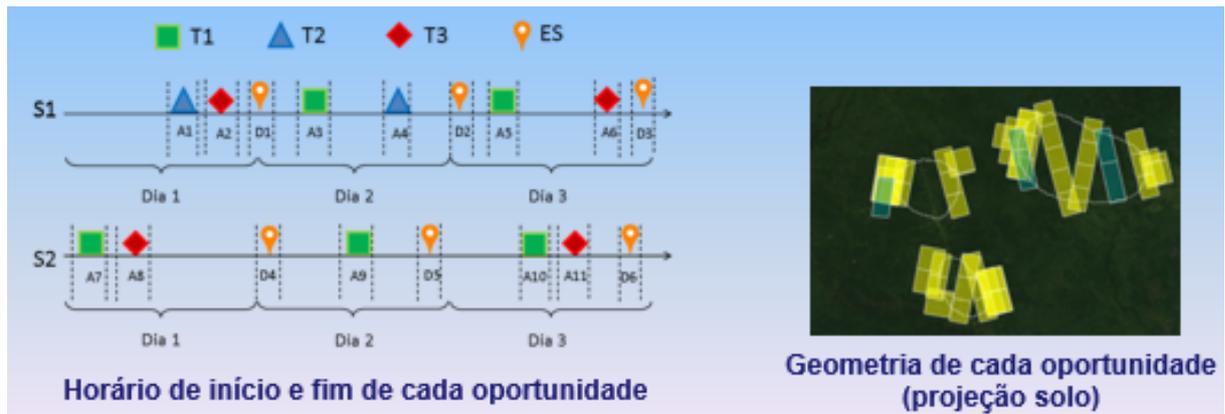


FIGURA 2.2 – Ilustração do resultado a ser obtido pela metodologia de geração das janelas de visibilidade: à esquerda, o horário de início e fim de cada oportunidade dentro do horizonte de planejamento e, à direita, a geometria de cada oportunidade (PINTO, 2022).

Sendo assim, o desenvolvimento desta metodologia passa pela obtenção de todas as possibilidades para adquirir imagens das áreas de interesse de acordo com o horizonte de planejamento. Para tanto, torna-se necessário (PINTO, 2022):

1. Obter o *Field of Regard* (FoR), que corresponde à área total que pode ser visualizada por um sistema sensor através do seu apontamento para a superfície terrestre para cada órbita (*path*) ou trajetória do satélite.
2. Variar o ângulo de visada do sensor. De maneira geral, o *Field of View* (FoV) descreve o ângulo de abertura do sensor em um determinado instante. A partir do FoV são obtidas as larguras de faixas (áreas a serem imageadas de acordo com o ângulo especificado).
3. Obter uma matriz com informações de todas as possibilidades de imageamento, considerando as características dos satélites e dos sensores, além dos requisitos do sistema.

Vale ressaltar que a obtenção das janelas de visibilidade depende do satélite empregado (direção de órbita, direção de visada, altitude, ...) e também do sensor utilizado (tipo do sensor, direção de alcance, ângulo de aquisição, largura da faixa, ...). O fato de muitas variáveis influenciarem na resolução do problema, torna o mesmo ainda mais complexo. Sendo assim, algumas considerações devem ser realizadas ao decorrer deste trabalho para simplificar o problema e possibilitar uma primeira análise da metodologia a ser desenvolvida.

3 Missões Espaciais

3.1 Visão Geral

Assim como foi brevemente abordado no tópico 1.2, as missões espaciais possuem uma vasta gama de aplicações nas mais diversas áreas, tais como navegação, meteorologia, comunicações, observação da Terra, coleta de dados, entre muitas outras (AEB, 2020). Mesmo com toda essa diversidade, é possível identificar 8 elementos ou componentes que são comuns a todas as missões espaciais. A combinação desses elementos forma uma arquitetura geral das missões espaciais, tal como mostrado na Figura 3.1.

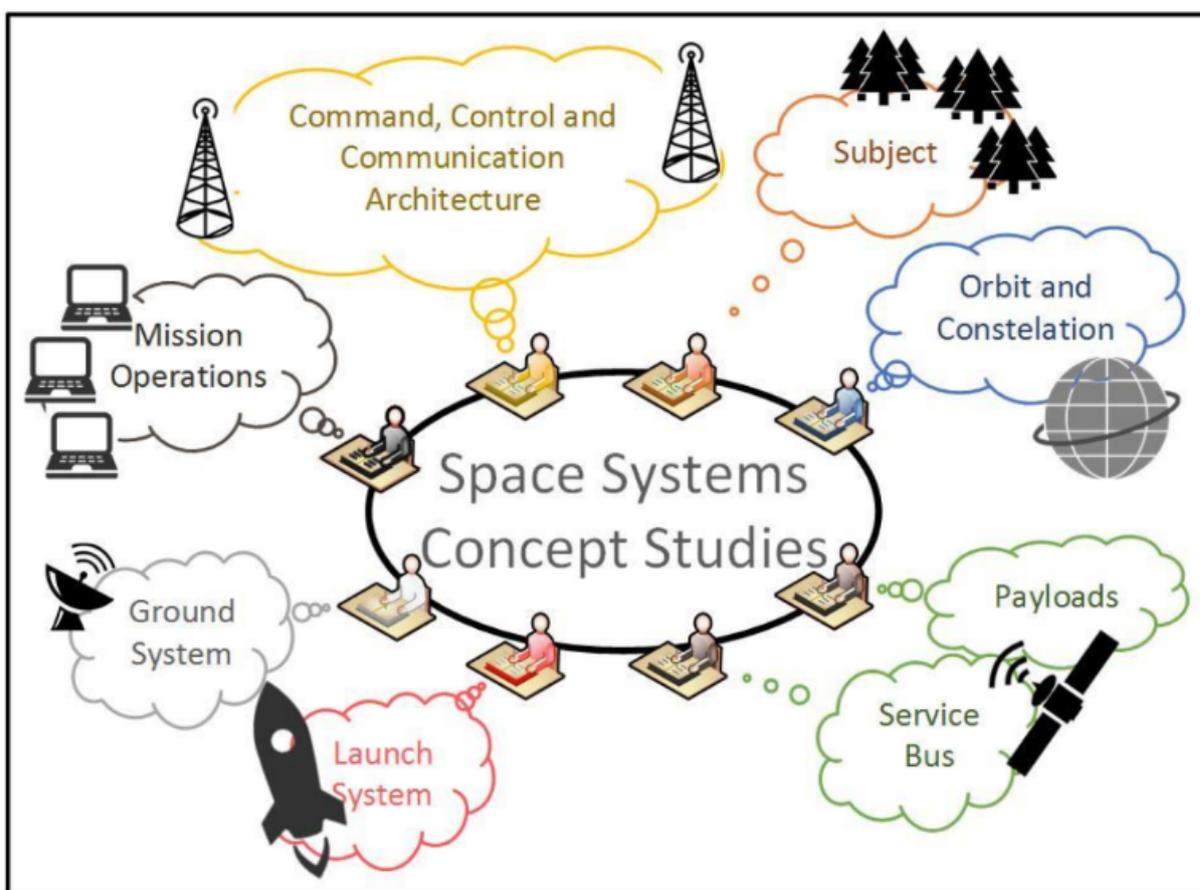


FIGURA 3.1 – Representação dos elementos gerais da arquitetura de uma missão espacial (CHRISTOPHER, 2021).

Em certo nível, todas as missões espaciais incluem os elementos básicos apresentados na Figura 3.1. Os requisitos para o sistema partem do operador, do usuário final e do desenvolvedor e são normalmente alocados aos vários elementos da missão. Dessa maneira, a arquitetura de uma missão espacial consiste dos 8 elementos apresentados, do conceito da missão e do usuário final. Todos esses aspectos devem trabalhar em conjunto para atender os objetivos da missão e satisfazer as necessidades do usuário final com custo, risco e cronograma razoáveis (WERTZ *et al.*, 2015).

Descrevendo, de maneira bem resumida, a arquitetura de uma missão espacial, temos:

- O *Subject* corresponde ao que o veículo espacial consegue observar (alvo passivo) ou interagir (alvo ativo ou controlável).
- O *Payload* corresponde aos *hardwares* e *softwares* que observam ou interagem com o alvo.
- O *Spacecraft Bus* abrange todos os demais subsistemas do veículo espacial necessários para dar suporte ao *payload*.
- O *Ground Segment*, por sua vez, trata dos equipamentos e instalações que se comunicam e/ou controlam o veículo espacial.
- *Mission Operations* corresponde às pessoas e softwares que cuidam do dia a dia da missão espacial.
- O elemento de *command, control and communications architecture* se refere à maneira como todas as partes de uma missão espacial se comunicam entre si.
- Quando se fala em *orbit* nos referimos ao caminho percorrido pelo veículo espacial durante sua missão operacional. No caso de existirem mais de um veículo espacial percorrendo órbitas coordenadas entre si, damos o nome de constelação.
- O *Launch Segment* corresponde à maneira com a qual se coloca o veículo espacial em órbita.
- O *Mission Concept* define como os elementos da missão espacial se relacionam para atender as necessidades do usuário final.

A Figura 3.2 dá uma ideia de como ocorrem as interações entre os diferentes elementos de uma missão espacial. Além disso, perceba que várias atividades relacionadas a cada segmento da missão espacial estão ali exemplificadas.

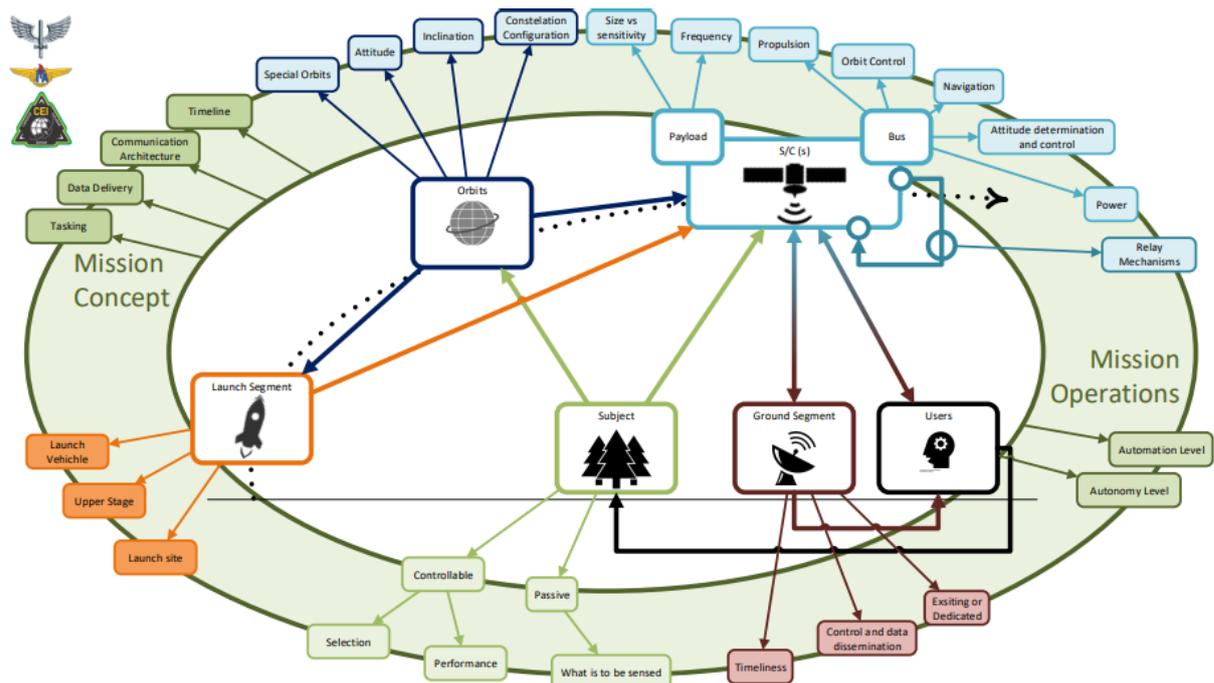


FIGURA 3.2 – Arquitetura de uma missão espacial representando os principais elementos e como estes se relacionam entre si (CHRISTOPHER, 2021).

3.2 Geometria da Missão Espacial

Um dos pontos essenciais para se desenvolver uma metodologia para geração das janelas de visibilidade é compreender bem o que o veículo espacial consegue enxergar e como outros observadores enxergam o veículo espacial e o seu movimento. Diante disso, torna-se necessário entender os conceitos e a matemática associada com o sensoriamento dos veículos espaciais e suas medidas angulares - tendo em mente que a maioria das observações realizadas pelos veículos espaciais, tanto por sensores do *payload* quanto pelas medidas de órbita e atitude, é obtida na forma de ângulos. Isso nos leva a estudar a Geometria da Missão Espacial, que representa parte dos conceitos e da matemática necessária para resolução do problema das janelas de visibilidade. Dentre as áreas de análise compreendidas pela Geometria da Missão Espacial, levando-se em conta os objetivos deste trabalho de graduação, pode-se destacar (WERTZ *et al.*, 2015):

- Fundamentos (o que o veículo espacial enxerga)
- Aparência da Terra quando observada do espaço
- Cálculo do *ground track*
- Cobertura terrestre, o que inclui compreender como os alvos e as estações de solo são vistas e se movimentam

- Movimento dos satélites quando vistos da Terra
- Campo de visão do sensor (FOV)
- Formas e ângulos projetados na Terra e vistos do espaço
- Projeção do FOV na Terra
- Design e análise de constelação de satélites

Assim como dito anteriormente, muitos dos problemas ligados à análise de missão espacial (órbita, atitude, *payload*) são, fundamentalmente, problemas geométricos. Para a compreensão do comportamento dos sensores contidos no veículo espacial - e também dos dados produzidos por eles - estamos interessados, principalmente, no que o sensor enxerga. Nesse ponto, dado que a maioria dos sensores que estaremos lidando nesse contexto espacial medem apenas ângulos, a introdução do conceito de esfera celestial é muito interessante por tratar desse tipo de geometria angular.

De forma resumida, a esfera celestial nada mais é do que uma esfera imaginária de raio unitário e centrada no observador usada para representar direções no espaço. Note, mais uma vez, que nosso foco aqui não está em medir distâncias, mas sim em medir direções (ângulos).

As Figuras 3.3 e 3.4 ilustram bem o conceito de esfera celestial. Caso o leitor, julgue necessário, este conceito pode ser encontrado, de maneira mais detalhada, em (WERTZ *et al.*, 2015).

Para o desenvolvimento de uma metodologia para geração das janelas de visibilidade, passando pela definição do formato dessa janela (projeção geométrica), é importante entender que a maneira de se mostrar a esfera celestial, a Terra ou qualquer outra superfície esférica depende dos objetivos de cada missão ou projeto. Sendo assim, para se encontrar a projeção em solo do campo de visão de sensores acoplados em satélites, mais de uma metodologia é possível e deve ser analisada de acordo com as necessidades de cada missão. Nos dois capítulos seguintes, isso será feito, ou seja, apresentar-se-ão diferentes metodologias para se encontrar a faixa de cobertura de satélites.

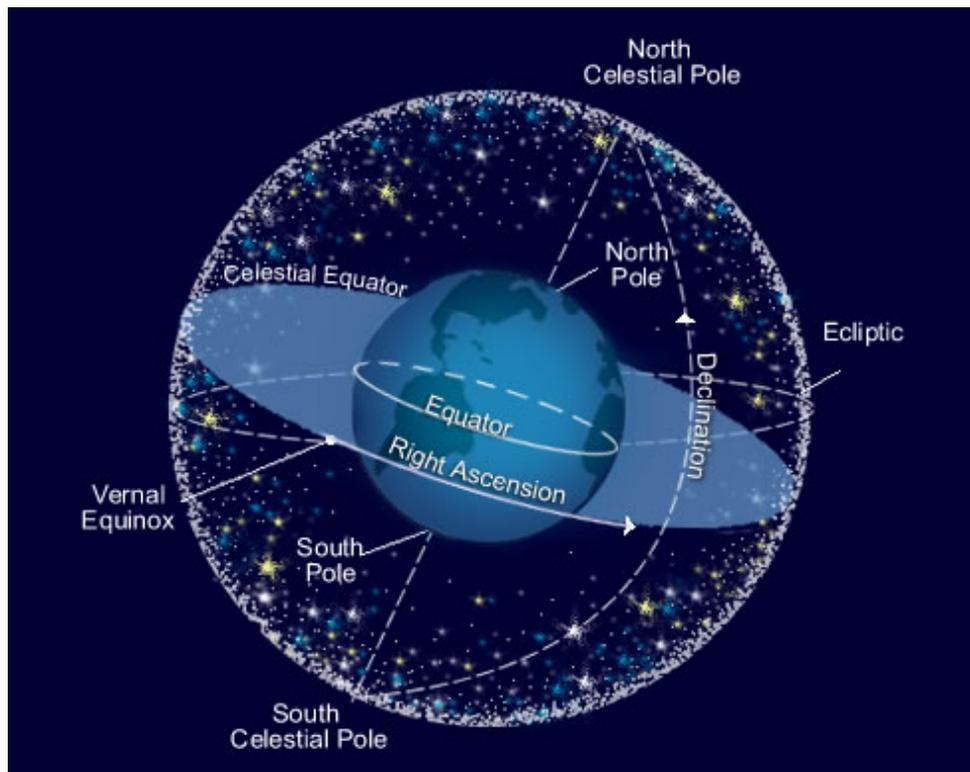


FIGURA 3.3 – Esfera Celestial centrada na Terra (SCIENCES, 2022) .

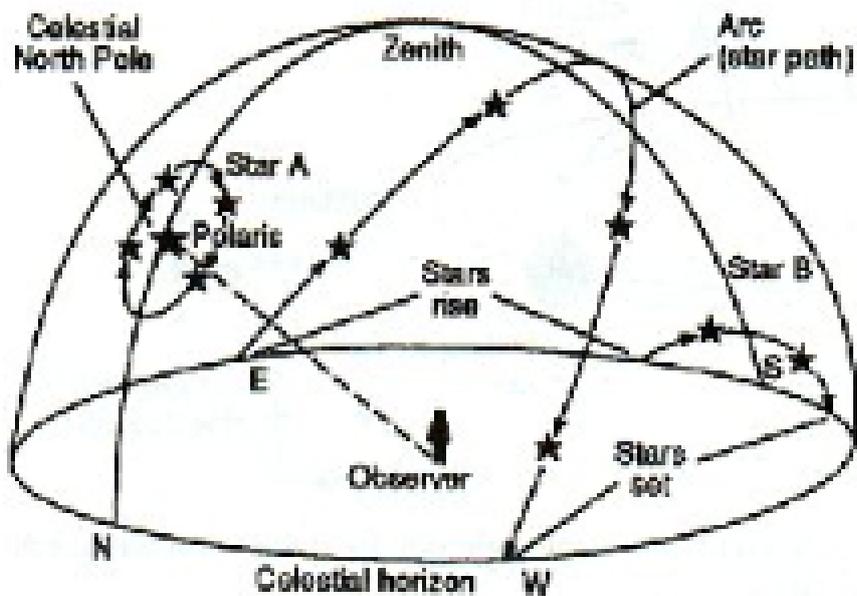


FIGURA 3.4 – Esfera Celestial vista como se fosse um domo centrado no observador.

4 Faixa de Cobertura de Satélites

Neste capítulo, discute-se a metodologia apresentada em (HODGSON; KAR,) para desenvolver uma abordagem genérica para modelar as futuras oportunidades de coleta (*collection opportunities*) de sistemas de sensores de satélites. Essa metodologia busca computar a área que pode ser imageada por um satélite com sensores apontáveis.

A determinação da área terrestre potencialmente imageada pelos sistemas de sensores de um satélite em futuras datas de revisita se tornou algo mais complexo com o avanço tecnológico desses sensores. Antigamente, os satélites carregavam sistemas de sensores que apenas imageavam com apontamento nadir e as suas características de órbita eram tais que o ground track era repetitivo. Esse tipo de sistema, permitia uma solução cônica ou cilíndrica para se obter as projeções terrestres das trajetórias dos satélites e isso tornava mais simples a avaliação de quando uma área terrestre pode ser fotografada por um sensor de satélite. Entretanto, com o avanço tecnológico, o sistema de sensores dos satélites não precisam mais ficar apontando numa mesma direção. Atualmente, muitos satélites possuem sistemas capazes de alterar o apontamento dos sensores, o que providencia um conjunto quase infinito de oportunidades de coleta (observação dos alvos). Diante disso, a previsão de futuras oportunidades de coleta requer prever onde o satélite estará e, em seguida, calcular a potencial faixa de cobertura (*potential swath coverage*) de um sensor apontável ao longo de sua órbita. A Figura 4.1 ajuda a ilustrar estes conceitos.

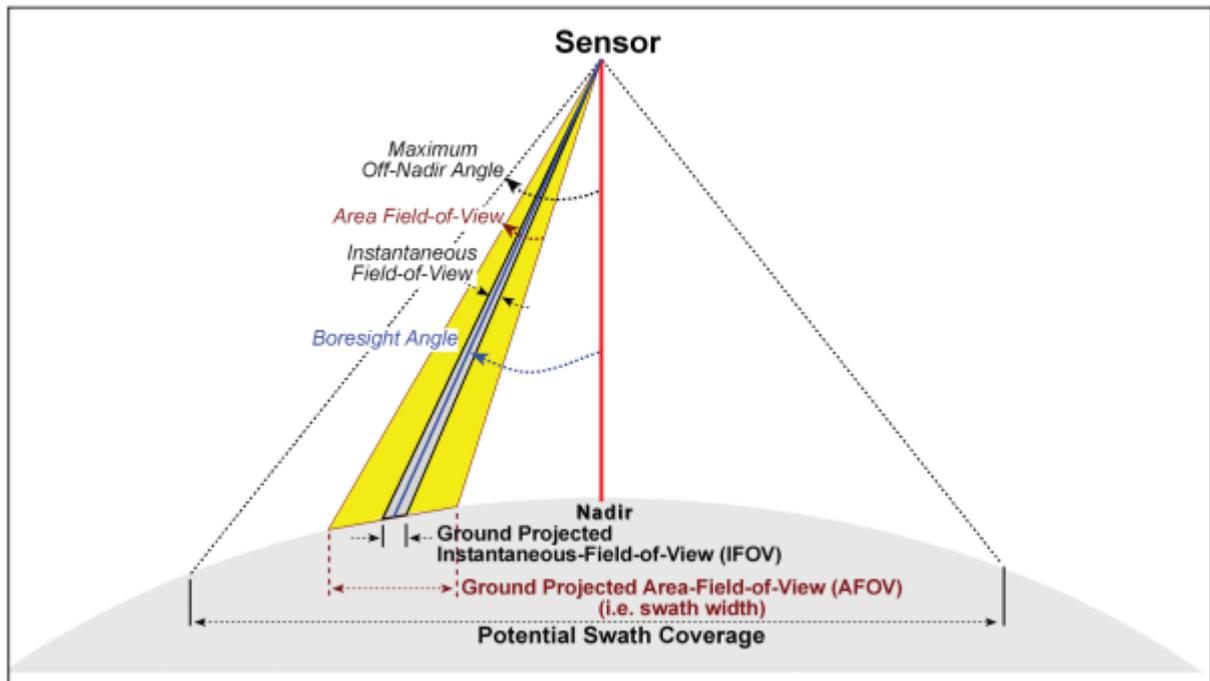


FIGURA 4.1 – Vista de perfil do sensor de satélite, nadir, ângulo de visada, campo de visão, ângulo máximo *off-nadir* e suas formas projetadas na Terra.

Na Figura 4.1 estão destacados os seguintes ângulos relevantes do sensor: campo de visão instantâneo (*instantaneous field of view* (IFOV)), campo de visão (*field of view* (FOV)) e o ângulo máximo fora do nadir (*maximum off-nadir angle*) do sensor com apontamento variável. Além disso, as distâncias projetadas no solo para estes ângulos são: o tamanho do pixel (*pixel size*) para o IFOV, a largura de faixa (*swath width*) para o FOV e a potencial faixa de cobertura (*potential swath coverage*) para o ângulo máximo fora do nadir.

Um passo a passo para tentar resolver o problema aqui apresentado, seria:

1. Determinar as possibilidades de geometria de visualização dos sensores
2. Modelar a posição (altitude, latitude, longitude e sentido) do satélite do tempo t_1 a t_2
3. Determinar a potencial faixa visível (*potential visible swath*) abaixo do satélite do instante t_1 ao instante t_2
4. Integrar todas as faixas visíveis em potencial considerando as múltiplas posições do satélite ao longo da sua trajetória para se obter a faixa potencial de cobertura de área (*potential swath coverage area*)
5. Mapear a potencial faixa de cobertura de área com simbologia cartográfica adequada aos objetivos do projeto em específico

Os tópicos a seguir, foram apresentados em (HODGSON; KAR,) na intenção de desenvolver uma forma de computar a faixa potencial de cobertura baseado no campo de visão e nas características do satélite e, além disso, desenvolver um algoritmo para construir a *potential swath coverage area* a partir da posição, direção e *potential swath coverage* do satélite. Serão apresentados apenas os conceitos e as equações principais, caso o leitor deseje obter mais detalhes sobre o tema, recomendo a leitura de (HODGSON; KAR,).

4.1 Projeção Azimutal Equidistante

A Figura 4.2 traz um exemplo de um mapa de projeção azimutal equidistante. Esse tipo de mapa tem duas propriedades interessantes que ajudam na resolução do problema de determinar a faixa de cobertura de um satélite, são elas: as distâncias medidas em relação ao centro são verdadeiras e as direções medidas em relação ao centro também são verdadeiras.

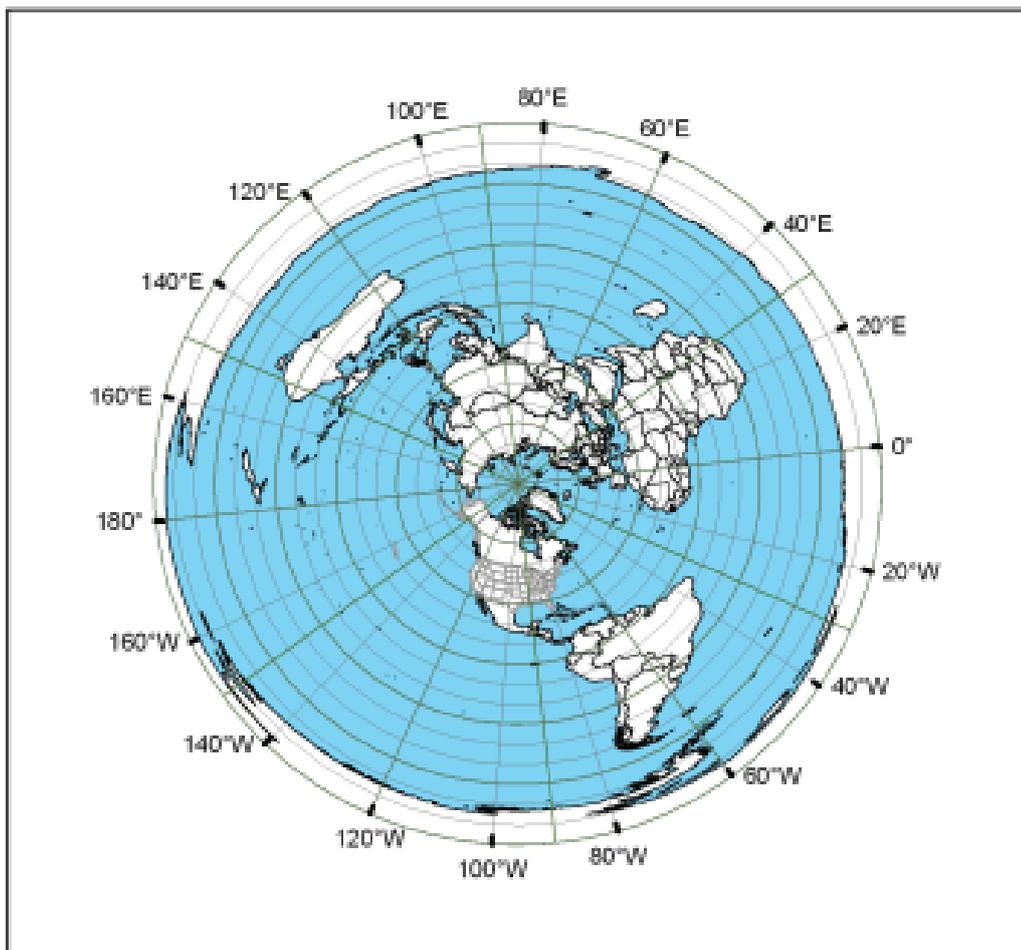


FIGURA 4.2 – Exemplo de um mapa de projeção azimutal equidistante centrado no Polo Norte.

Para determinar as coordenadas x e y , considerando projeções não centradas nos polos ou equador (casos especiais) as seguintes equações foram apresentadas:

$$x = Rk' \cos(\phi) \sin(\lambda - \lambda_0) \quad (4.1)$$

$$y = Rk' [\cos(\phi_1) \sin(\phi) - \sin(\phi_1) \cos(\phi) \cos(\lambda - \lambda_0)] \quad (4.2)$$

$$k' = \frac{c}{\sin(c)} \quad (4.3)$$

$$c = \arccos [\sin(\phi_1) \sin(\phi) + \cos(\phi_1) \cos(\phi) \cos(\lambda - \lambda_0)] \quad (4.4)$$

Onde R é o raio da esfera que está sendo projetada no mapa e c é a distância angular de um ponto no mapa (ϕ, λ) e a origem (ϕ_1, λ_0) . A Figura 4.3 ajuda a exemplificar estes conceitos.

4.2 Algoritmo para Faixa de Cobertura

O problema fundamental consiste em uma série de cálculos de faixa de cobertura na Terra (considerada esférica). Dada uma posição abaixo do satélite (*sub-satellite location*) com coordenadas (ϕ_1, λ_0) e a direção em que o satélite está se movendo (*satellite heading*), as posições (ϕ, λ) perpendiculares ao *satellite heading* podem ser derivadas.

A Figura 4.3 exemplifica o problema a ser resolvido, enquanto que a Figura 4.4 apresenta o algoritmo utilizado para tanto.



FIGURA 4.3 – Mapa com projeção azimutal equidistante centrado em duas sub-satellite location distintas (origem é (0,0) para cada uma delas).

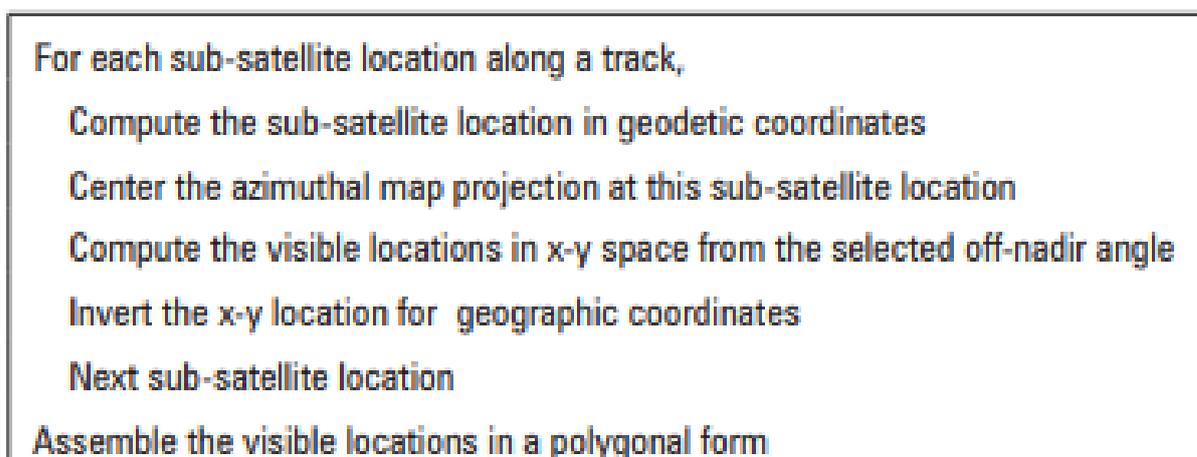


FIGURA 4.4 – Algoritmo para derivar a faixa potencial de cobertura de área.

As equações principais a serem utilizadas são:

$$swath\ width_m = \left(\frac{\alpha}{2\pi}\right) R_e \quad (4.5)$$

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{\sin(s)(R_e + h)}{R_e}\right) - s \quad (4.6)$$

Onde R_e é o raio da Terra, h a altitude do satélite e s é o ângulo de visada (*boresight angle*).

Uma vez que a largura da faixa é calculada, as posições esquerda e direita na projeção do mapa equidistante azimutal em ângulos retos com a direção do satélite são:

$$x_{right} = \cos(heading - 180)(-swath\ width_m) \quad (4.7)$$

$$y_{right} = -\sin(heading - 180)(-swath\ width_m) \quad (4.8)$$

$$x_{left} = \cos(heading - 180)(swath\ width_m) \quad (4.9)$$

$$y_{left} = -\sin(heading - 180)(swath\ width_m) \quad (4.10)$$

Para computar o *potencial swath polygon*, devemos calcular a latitude (ϕ) e a longitude (λ) dos pontos que determinam a área poligonal para cada um dos mapas utilizados (note que ao se alterar o centro (ϕ_1, λ_0) de projeção, o mapa não é mais o mesmo). Para tanto, utiliza-se as seguintes equações:

$$\phi = \arcsin\left[\cos(c)\sin(\phi_1) + \left(y\sin(c)\frac{\cos(\phi_1)}{p}\right)\right] \quad (4.11)$$

$$\lambda = \arctan\left[\frac{x\sin(c)}{p\cos(\phi_1)\cos(c) - y\sin(\phi_1)\sin(c)}\right] \quad (4.12)$$

Para se recuperar os *sub-satellite points* anteriores, utiliza-se:

$$x_{previous} = \sin(heading_i + 180)(path\ distance_m) \quad (4.13)$$

$$y_{previous} = \cos(heading_i + 180)(path\ distance_m) \quad (4.14)$$

Para se obter a direção (*heading*) de cada *sub-satellite point*, que aparece nas equações

anteriores, fazemos:

$$y_h = \sin(\lambda_2 - \lambda_1) \cos(\phi_2) \quad (4.15)$$

$$x_h = \sin(\lambda_2 - \lambda_1) \cos(\phi_1) - \sin(\phi_1) \cos(\phi_2) \cos(\lambda_2 - \lambda_1) \quad (4.16)$$

$$\text{heading}_i = \tan_2^{-1}(y_h, x_h) \quad (4.17)$$

Aplicando esta metodologia, espera-se obter algo parecido com o apresentado na Figura 4.5, ou seja, a faixa potencial de cobertura para uma determinada órbita do satélite.

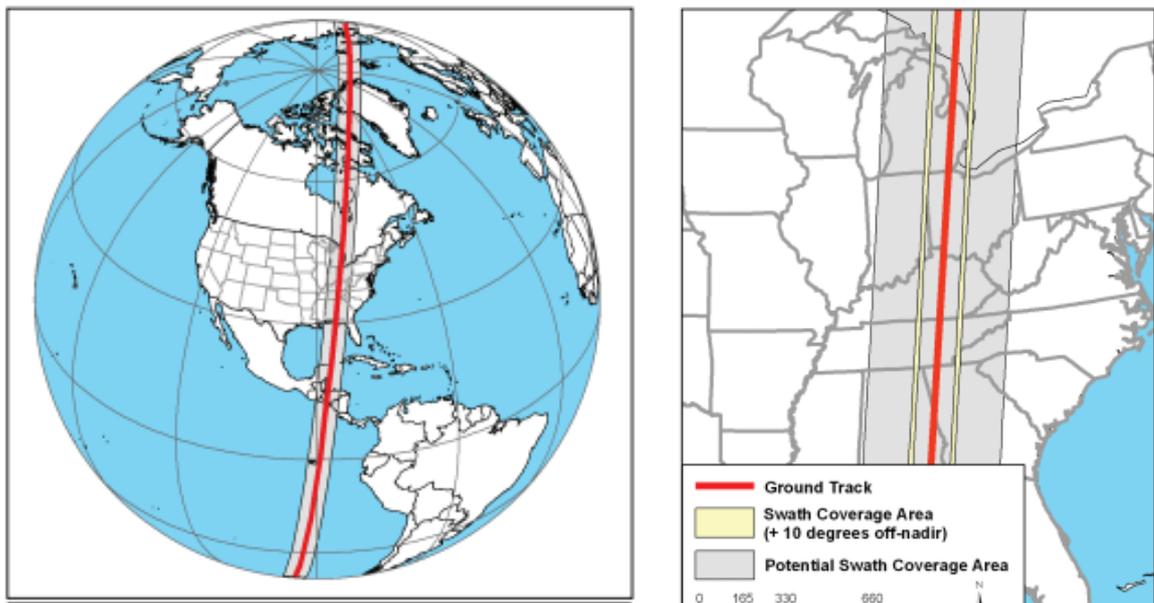


FIGURA 4.5 – Exemplo de uma parte da faixa potencial de cobertura de área.

Se considerarmos uma série temporal dessas faixas de cobertura de área, podemos obter algo semelhante ao apresentado na Figura 4.6.

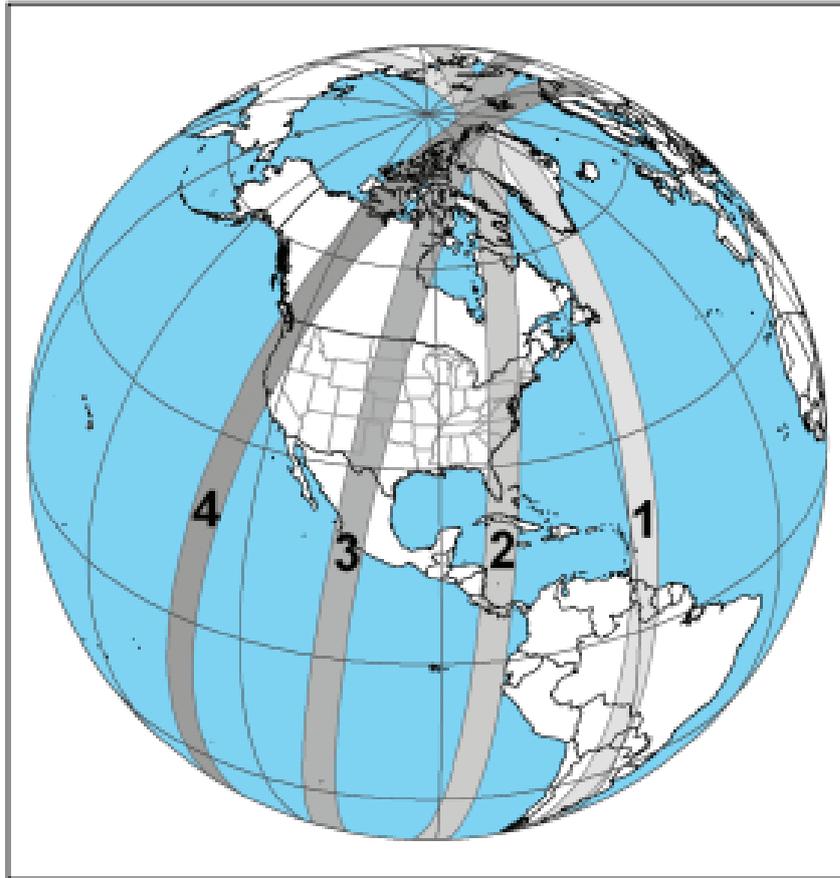


FIGURA 4.6 – Exemplo de uma série temporal da faixa potencial de cobertura de área.

Note que esses resultados já poderiam contribuir bastante com o objetivo deste trabalho de graduação, ou seja, com a determinação das janelas de visibilidade, para posterior planejamento de operação de satélites.

5 Determinação da Área de Cobertura para Sensor com Campo de Visão Cônico

A determinação da área de cobertura associada a uma antena de navegação ou a um sensor óptico com campo de visão cônico é importante para o projeto preliminar de qualquer missão espacial (NUGNES *et al.*, 2019). Assim, nesta seção, discutimos a metodologia apresentada em (VALLADO, 2013) para resolver este problema. É importante ter em mente que as formulações derivadas em (VALLADO, 2013) e aqui apresentadas calculam a área de cobertura sob a hipótese de Terra esférica perfeita. Além disso, tal metodologia tem como dado de entrada o ângulo de meia abertura do instrumento, assumindo um campo de visão cônico.

Para esquematizar o problema que estamos tentando resolver, considere a Terra mostrada na Figura 5.1 com dois locais identificados. Normalmente, queremos encontrar o *ground range* (alcance em solo), Λ , entre os dois locais. Utilizando conceitos de lançamento e alvo (porque muitas das equações relevantes foram originalmente derivadas para mísseis balísticos) podemos dar início ao desenvolvimento de uma metodologia de resolução do problema.

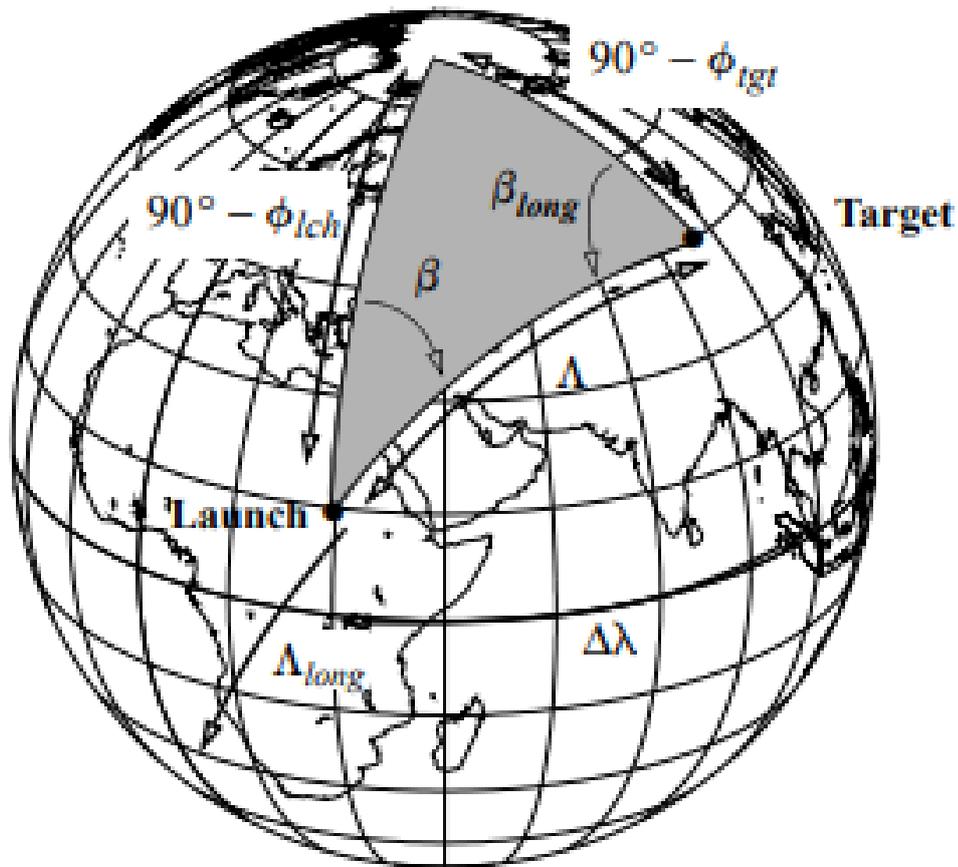


FIGURA 5.1 – Geometria da Terra. Podemos desenvolver várias fórmulas a partir do triângulo esférico formado por dois locais na Terra. De interesse primário são o azimute, β , e o *ground range* para o alvo, Λ . Esses valores são exclusivos para o curto e longo caminho até o alvo. As latitudes de lançamento e destino são ϕ_{lch} e ϕ_{tgt} (VALLADO, 2013).

Aplicando os conceitos de trigonometria esférica à Figura 5.1, pode-se obter as relações a seguir (VALLADO, 2013):

$$\cos(\Lambda) = \sin(\phi_{tgt}) \sin(\phi_{lch}) + \cos(\phi_{tgt}) \cos(\phi_{lch}) \cos(\Delta\lambda) \quad (5.1)$$

$$\sin(\Lambda) = \frac{\sin(\Delta\lambda) \cos(\phi_{tgt})}{\sin(\beta)} \quad (5.2)$$

$$\cos(\beta) = \frac{\sin(\phi_{tgt}) - \sin(\phi_{lch}) \cos(\Lambda)}{\cos(\phi_{lch}) \sin(\Lambda)} \quad (5.3)$$

$$\sin(\beta) = \frac{\sin(\Delta\lambda) \cos(\phi_{tgt})}{\sin(\Lambda)} \quad (5.4)$$

Se conhecemos o azimute, β , e o *ground range*, Λ , nosso problema é determinar a latitude e a longitude do alvo, o que pode ser feito com as expressões a seguir:

$$\phi_{tgt} = \arcsin(\cos(\beta) \cos(\phi_{lch}) \sin(\Lambda) + \sin(\phi_{lch}) \cos(\Lambda)) \quad (5.5)$$

$$\lambda_{tgt} = \lambda_{lch} + \Delta\lambda \quad (5.6)$$

Onde $\Delta\lambda$ é obtido de:

$$\sin(\Delta\lambda) = \frac{\sin(\beta) \sin(\Lambda)}{\cos(\phi_{tgt})} \quad (5.7)$$

$$\cos(\Delta\lambda) = \frac{\cos(\Lambda) - \sin(\phi_{lch}) \sin(\phi_{tgt})}{\cos(\phi_{tgt}) \cos(\phi_{lch})} \quad (5.8)$$

Antes de prosseguir para a análise da geometria e do campo de visão do sensor, é importante perceber que o *ground range*, embora utilizado como medida angular nas equações acima, também pode ser representado em unidades de comprimento. Para tanto, basta empregar a equação 5.9, que converte Λ de radianos para quilômetros, considerando que o raio R da Terra está em quilômetros. Note que essa expressão só é válida porque estamos considerando a Terra perfeitamente esférica.

$$\Lambda_{km} = R\Lambda_{rad} \quad (5.9)$$

Para análise da geometria do campo de visão do sensor acoplado ao satélite, considere a Figura 5.2. Nela, está representado o que seria o campo de visão de um sensor, $\tilde{\Lambda}_{FOV}$, definido como o ângulo da área total que um sensor pode observar. O til distingue o fato de que estamos usando o diâmetro da área total.

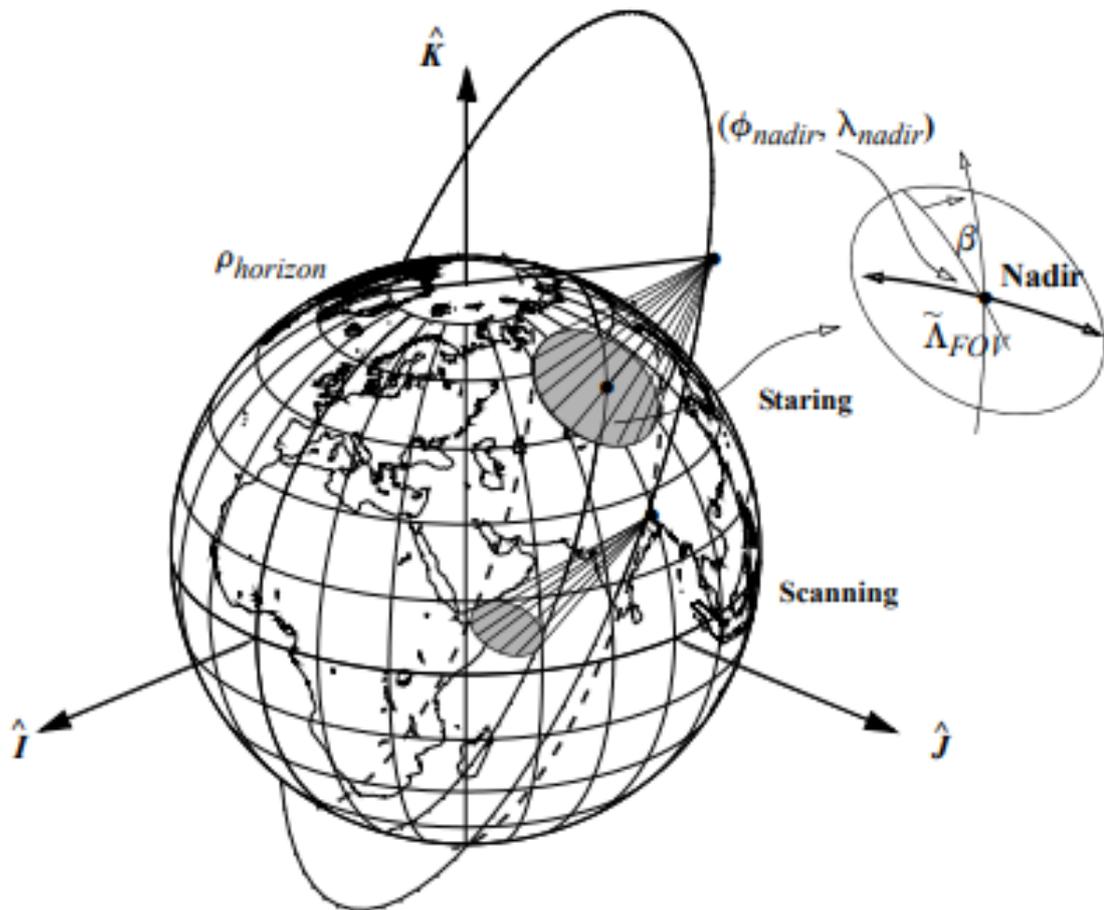


FIGURA 5.2 – Geometria para o *Field of View* (FOV). O problema do FOV consiste em alcançar os objetivos da missão dentro do limite de um sensor de satélite. Um raio circular arbitrário sobre o subponto do satélite retrata este conceito. (VALLADO, 2013).

O problema geral associado ao cálculo do campo de visão é determinar quanto da Terra conseguimos ver, dados certos parâmetros sobre o satélite de visualização. Para tanto, considere a geometria apresentada na Figura 5.3, que considera Terra esférica.

6 Metodologia

Neste capítulo, as principais ferramentas e métodos utilizados são apresentados.

Dado a complexidade de se desenvolver o ambiente final do projeto PEmSE, este trabalho focou nas fases iniciais do projeto, a saber: propagação de órbita e, principalmente, estimação da área de cobertura de um satélite. Essas fases são essenciais para o desenvolvimento de uma metodologia que gere as janelas de visibilidade e os seus respectivos formatos (projeção geométrica).

Além disso, implementou-se apenas o caso de sensor com campo de visão cônico seguindo a formulação desenvolvida em (VALLADO, 2013) e apresentada na seção 5.

De forma resumida, a metodologia proposta consiste dos seguintes passos:

- É fornecida uma TLE (um formato de dados que codifica uma lista de elementos orbitais de um objeto em órbita da Terra para um determinado instante no tempo) do satélite como dado de entrada
- Faz-se a propagação da órbita do satélite
- Com a estimação de uma posição futura (ou passada) do satélite, determina-se o ponto nadir e a altitude do satélite a cada instante
- Com as coordenadas do ponto nadir, altitude do satélite e dados do sensor, emprega-se a formulação apresentada na seção 5 para se determinar o que o sensor do satélite está vendo a cada instante
- Considerando essa solução para o intervalo de tempo desejado, obtém-se a área de cobertura do satélite (projeção em solo) durante o horizonte de tempo especificado (faixa de cobertura)

Com estes passos, obtém-se o total de cobertura das janelas de visibilidade, as quais serão dados de entrada para a metodologia de otimização, cujo desenvolvimento não é o foco deste trabalho.

6.1 Propagação de Órbita

A metodologia para determinação da área de cobertura do sensor cônico apresentada na seção anterior parte do pressuposto de que as coordenadas do ponto nadir são conhecidas. Entretanto, para se obter as coordenadas desse ponto, precisamos conhecer a posição do satélite. Por conta disso, torna-se necessário o desenvolvimento de uma metodologia de propagação de órbita que possibilite a determinação da posição do satélite a cada momento e, por consequência, a determinação do ponto nadir correspondente.

A TLE (*Two-Line Element set*) é um formato de dados que codifica uma lista de elementos orbitais de um objeto em órbita da Terra para um determinado instante no tempo, a época. Usando uma fórmula de previsão adequada, o estado (posição e velocidade) em qualquer instante no passado ou no futuro pode ser estimado com alguma precisão. Dada a ampla utilização de TLEs como dado de entrada para propagação de órbita de satélites, buscou-se seguir neste mesmo caminho (WIKIPEDIA, 2022).

Após revisão bibliográfica, algumas bibliotecas em *Python* se mostraram como alternativas para auxiliar na tarefa, tais como *sgp4*, *pyephem* e a *astropy*. Um estudo posterior pode ser feito no projeto PEmSE para se determinar a melhor opção. Na metodologia preliminar desenvolvida neste trabalho de graduação, utilizou-se a biblioteca *pyephem* para propagar a órbita do satélite a partir de sua TLE e estimar as coordenadas do ponto nadir a cada instante. A *pyephem* foi escolhida por ser, à primeira vista, a biblioteca de mais simples utilização para o objetivo dessa etapa do trabalho.

A implementação em *Python* pode ser encontrada no Apêndice A.1.

6.2 Área de Cobertura do Satélite (Projeção Terrestre)

Para a definição da área de cobertura do satélite a cada instante, utilizou-se a formulação apresentada na seção 5. Portanto, considerou-se Terra esférica e sensor com campo de visão cônico.

Considerando apontamento nadir (ângulo de visada nulo) e tendo como dados de entrada a latitude do ponto nadir, a longitude do ponto nadir, a altitude do satélite e o ângulo de abertura do sensor $\tilde{\eta}_{FOV}$ (*field of view*), pôde-se utilizar, em *Python*, uma rotina que fornece o respectivo *ground range* Λ . Tendo em mãos as coordenadas do ponto nadir e o *ground range*, a área de cobertura do satélite a cada instante está definida. A Figura 6.1 dá uma boa ideia visual da situação.

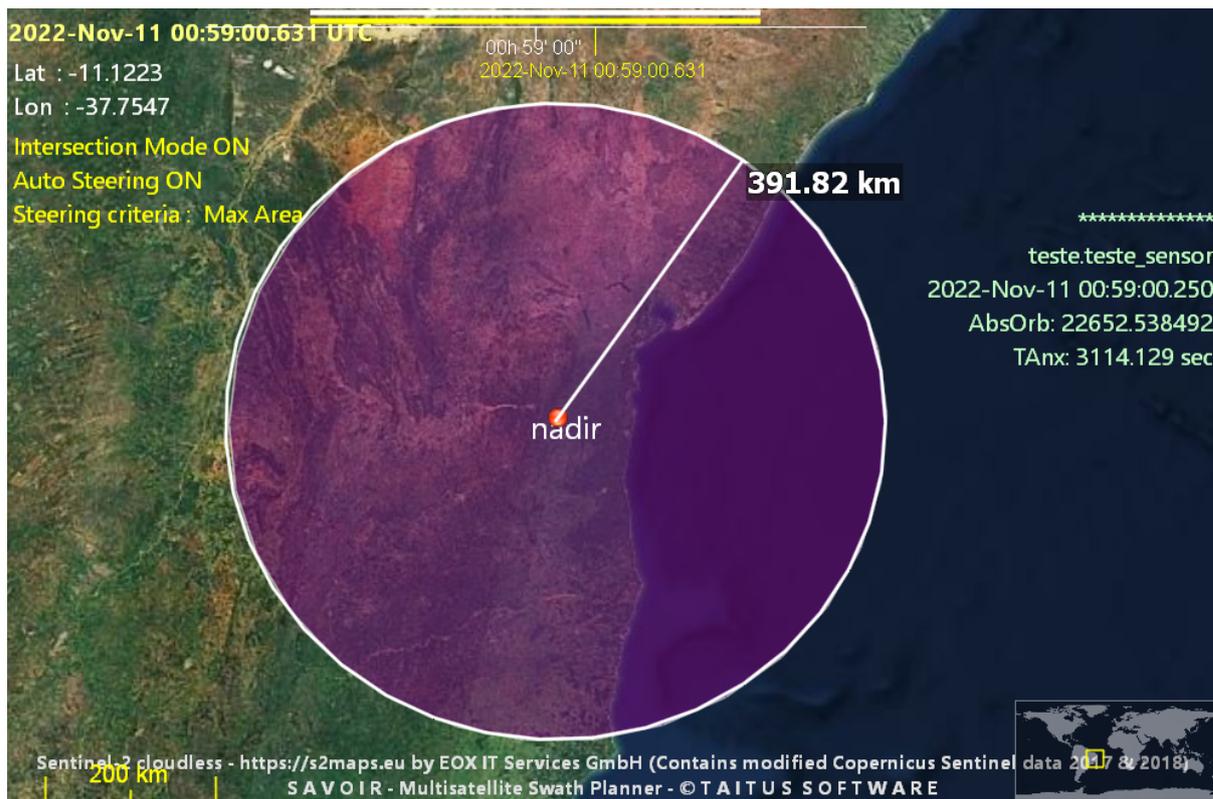


FIGURA 6.1 – Exemplo de área de cobertura obtido no SavoIR, *software* comercial de ampla utilização no contexto espacial. Ponto nadir com coordenadas $(-14^{\circ}, -39.8^{\circ})$ e *ground range* de 391.82km definem a projeção em solo da área vista pelo sensor do satélite.

Agrupando esta metodologia de determinação da área de cobertura instantânea com a metodologia de propagação de órbita, obtém-se as projeções terrestres observadas pelo sensor do satélite num intervalo de tempo específico.

A implementação em *Python* pode ser encontrada no Apêndice A.2.

6.3 Visualização dos Resultados

Neste trabalho de graduação, focado no desenvolvimento preliminar das primeiras etapas do projeto PEmSE, utilizou-se o *software SavoIR* (TAITUS, 2022) para visualização de alguns resultados e também como meio de comparação para analisar se a metodologia desenvolvida está coerente. Essa comparação possibilita a identificação de limitações na metodologia a ser desenvolvida, as quais poderão ser corrigidas ou adaptadas posteriormente.

Para as próximas fases do projeto PEmSE, lembrando do desejo de se tornar o mais independente possível dos *softwares* comerciais, pode-se utilizar algumas bibliotecas em *Python* - tais como *poliastro*, *geopandas*, entre outras - para se representar visualmente os resultados obtidos.

7 Resultados e Discussão

Essa seção apresenta os resultados preliminares obtidos pela metodologia descrita na seção anterior. São apresentados, primeiramente, os resultados da propagação de órbita e determinação da posição nadir e altitude do satélite em um instante qualquer e, posteriormente, os resultados para a metodologia de área de cobertura utilizada. Por fim, os dois resultados foram agrupados para se passar uma visão mais geral do projeto.

7.1 Propagação de Órbita e Determinação do Ponto Nadir

Utilizou-se, como ponto de partida e a fim de exemplificação, a TLE de um satélite SAR, tal com indicado na Figura 7.1.

NovaSAR-1

```
1 43619U 18071B 22314.87106505 .00001366 00000-0 13020-3 0 9999
2 43619 97.6699 206.8754 0004736 214.6187 145.4725 14.94949525226507
```

FIGURA 7.1 – TLE utilizada nas primeiras simulações. Data da TLE: 2022/11/10 20:54:20.

Utilizando a metodologia apresentada na seção 6.1, propagou-se a órbita do satélite a partir da TLE. Os resultados obtidos podem ser encontrados na Tabela 7.1. Na mesma tabela, estão os valores obtidos com a propagação de órbita do *Savoir*.

TABELA 7.1 – Valores obtidos para as coordenadas do ponto nadir e para a altitude do satélite em instantes específicos da propagação de órbita.

Data (UTC)	Latitude [°]		Longitude [°]		Altitude [km]	
	PyEphem	Savoir	PyEphem	Savoir	PyEphem	Savoir
2022-nov-11 00:00:00	-26,25	-26,40	160,69	160,69	594,068	594,076
2022-nov-12 00:00:00	-47,42	-47,61	165,30	165,31	601,598	601,613
2022-nov-13 00:00:00	-68,12	-68,26	176,47	176,48	607,802	607,795
2022-nov-14 00:00:00	-82,27	-82,32	-106,42	-106,41	609,469	609,445
2022-nov-15 00:00:00	-66,43	-66,57	-41,15	-41,15	605,454	605,449
2022-nov-21 00:00:00	60,22	60,38	-9,58	-9,58	591,174	591,211

Perceba que os valores encontrados pelas duas metodologias ficaram muito próximos, mesmo considerando um horizonte de tempo de 10 dias para propagação da órbita a partir da TLE. A diferença nos valores foram da ordem de 0.2° para a latitude do ponto nadir e de 0.01° para a sua longitude. Já para a latitude do satélite, a diferença foi inferior a $40m$ para os instantes analisados. Esses resultados indicam um erro relativo inferior a 0.6% para todas as estimativas realizadas.

Embora mais testes, em órbitas diferentes, sejam necessários, os resultados obtidos indicam que a metodologia de propagação de órbita e determinação do ponto nadir implementada em *Python* está funcionando adequadamente e que poderia ser utilizada como uma metodologia preliminar pelo projeto PEmSE, para gerar as janelas de visibilidade.

7.2 Estimativa da Área de Cobertura do Satélite

Para estimar a área de cobertura do satélite em um instante específico, utilizou-se a metodologia apresentada na seção 6.2. Foram consideradas diferentes épocas (horário/data) que resultaram em cenários distintos com respectivos valores de latitude, longitude e altitude, derivados da TLE fornecida na Figura 7.1. Variou-se o ângulo de abertura do sensor, $\tilde{\eta}_{FOV}$ (veja a Figura 5.3), para se estimar a área de cobertura do satélite em diferentes instantes. As Tabelas 7.2, 7.3 e 7.4 apresentam os resultados encontrados para cada situação simulada.

TABELA 7.2 – Propagando a órbita do satélite até a época 2022-nov-11 00:00:00, obtém-se, para o ponto nadir, latitude = -26.4° , longitude = 160.7° e altitude $594.1km$. Nessas condições, variando-se a abertura do sensor de 30° até 120° , obtém-se as larguras da faixa visível (dobro do alcance Λ) a cada instante.

Abertura do Sensor ($\tilde{\eta}_{FOV}$) [°]	Largura de Faixa (2Λ)		
	Python [km]	Savoir [km]	Diferença [%]
30	319.47	351.51	9.11
60	697.33	790.86	11.83
90	1251.50	1565.81	20.07
120	2495.14	5288.21	52.82

TABELA 7.3 – Propagando a órbita do satélite até a época 2022-nov-11 00:07:00, obtém-se, para o ponto nadir, latitude = -0.4° , longitude = 155.2° e altitude $588.3km$. Nessas condições, variando-se a abertura do sensor de 30° até 120° , obtém-se as larguras da faixa visível (dobro do alcance Λ) pra cada situação.

Abertura do Sensor ($\tilde{\eta}_{FOV}$) [$^\circ$]	Largura de Faixa (2Λ)		
	Python [km]	Savoir [km]	Diferença [%]
30	316.38	347.58	8.98
60	690.48	781.86	11.69
90	1238.73	1545.85	19.87
120	2464.43	5271.89	53.25

TABELA 7.4 – Propagando a órbita do satélite até a época 2022-nov-11 00:24:00, obtém-se, para o ponto nadir, latitude = 62.3° , longitude = 136.1° e altitude $596.1km$. Nessas condições, variando-se a abertura do sensor de 30° até 120° , obtém-se as larguras da faixa visível (dobro do alcance Λ) a cada instante.

Abertura do Sensor ($\tilde{\eta}_{FOV}$) [$^\circ$]	Largura de Faixa (2Λ)		
	Python [km]	Savoir [km]	Diferença [%]
30	320.57	352.70	9.11
60	699.77	795.18	12.00
90	1256.06	1577.53	20.38
120	2506.16	5307.43	52.78

Pode-se verificar que, embora as coordenadas do ponto nadir sejam bem diferentes, o que mais influenciou nos valores obtidos para o *ground range* foi o ângulo de abertura do sensor cônico - até porque as variações na altitude, outro fator que altera o *ground range*, foram pequenas entre as situações consideradas.

Um ponto a se destacar é que, com o aumento do ângulo de abertura do sensor, o erro da metodologia desenvolvida em *Python*, em comparação com o *Savoir*, cresce consideravelmente. Isso fica ainda mais evidente quando $\tilde{\eta}_{FOV}$ é superior a 90° e a área de cobertura obtida pelo *Savoir* começa a crescer bem mais rápido que a área obtida pela metodologia implementada em *Python*. Diante disso, a diferença entre os resultados obtidos entre as duas metodologias se tornou superior a 20% para as condições de $\tilde{\eta}_{FOV}$ superior a 90° . Um dos principais motivos para isso pode estar no fato da metodologia implementada considerar a Terra perfeitamente esférica, de tal modo que, o aumento do ângulo do sensor torna mais evidente a diferença entre um modelo elipsóide mais complexo utilizado no *Savoir* (mais próximo da realidade) e o modelo simplificado adotado. Outro

aspecto observado é que o aumento da altitude tende a acarretar em diferenças maiores entre as duas metodologias.

Mesmo assim, é interessante notar que as Tabelas 7.2, 7.3 e 7.4 nos sugerem que, para um satélite orbitando a Terra com altitude não superior a $600km$ e utilizando um sensor cônico com ângulo de abertura de até 60° , a metodologia desenvolvida forneceria um erro máximo da ordem de 12% na estimação da largura de faixa de cobertura. Esse erro pode ser considerado aceitável para uma metodologia preliminar para tratar o problema, a qual deverá ser adaptada futuramente para gerar resultados mais precisos. A Tabela 7.5, obtida para um satélite orbitando a aproximadamente $500km$ de altitude, reforça o que foi observado.

TABELA 7.5 – Nova posição de satélite com ponto nadir em latitude = -39.6° , longitude = 63.1° e altitude do satélite $503.1km$. Nessas condições, variando-se a abertura do sensor de 30° até 120° , obtém-se as larguras da faixa visível (dobro do alcance Λ) a cada instante.

Abertura do Sensor ($\tilde{\eta}_{FOV}$) [$^\circ$]	Largura de Faixa (2Λ)		
	Python [km]	Savoir [km]	Diferença [%]
30	270.39	293.42	7.85
60	588.95	655.07	10.09
90	1050.58	1261.10	16.69
120	2030.62	4889.36	58.47

É importante ressaltar que outras características da órbita e do próprio sensor podem influenciar nos resultados. De todo modo, considerando um resultado preliminar, a metodologia desenvolvida - considerando simplificação de Terra esférica - alcançou resultados preliminares interessantes e que poderão ser utilizados para embasar as adaptações da metodologia até que se obtenha resultados mais precisos e que possam ser utilizados em vários contextos espaciais. De qualquer forma, uma vez que a metodologia desenvolvida forneceu áreas de cobertura menores que as obtidas pelo *Savoir*, os resultados obtidos podem servir como uma estimativa conservadora para a área de cobertura do satélite em questão. As Figuras de 7.2 a 7.5 ilustram esse aspecto para os dados da Tabela 7.2.

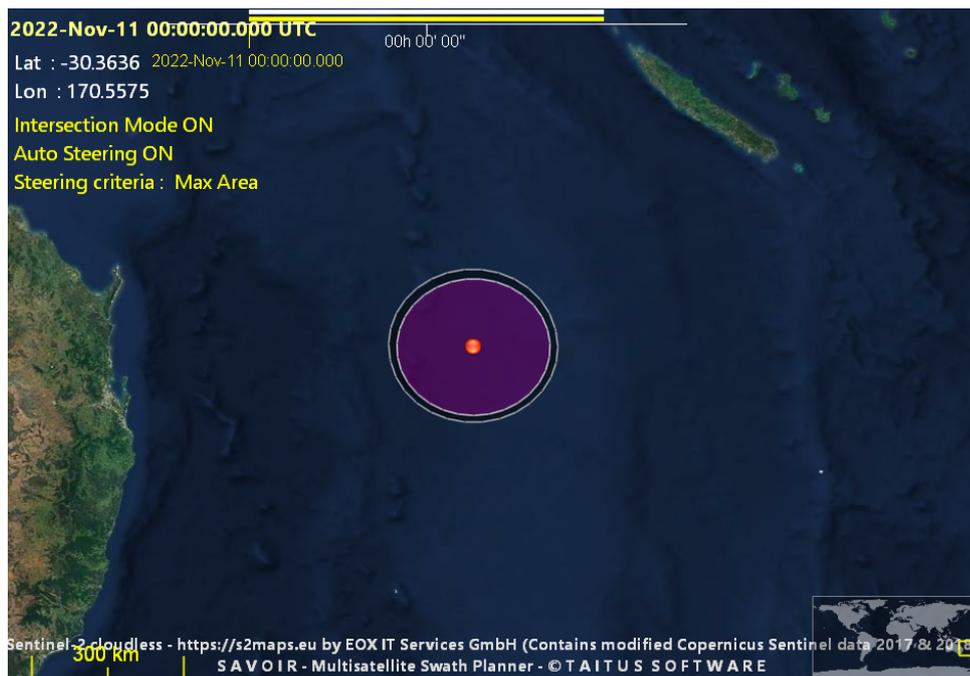


FIGURA 7.2 – Comparação entre a área de cobertura encontrada pelo *Savoiron*, em preto, e a área de cobertura encontrada pela metodologia implementada neste trabalho de graduação, em roxo. Dados tirados da Tabela 7.2 e considerando $\tilde{\eta}_{FOV} = 30^\circ$.

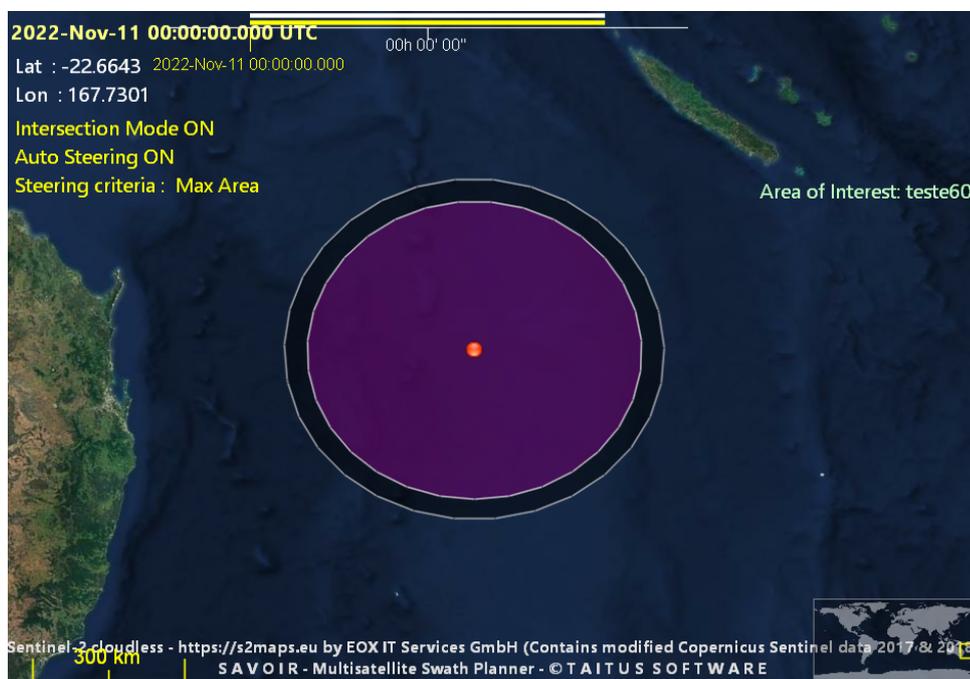


FIGURA 7.3 – Comparação entre a área de cobertura encontrada pelo *Savoiron*, em preto, e a área de cobertura encontrada pela metodologia implementada neste trabalho de graduação, em roxo. Dados tirados da Tabela 7.2 e considerando $\tilde{\eta}_{FOV} = 60^\circ$.

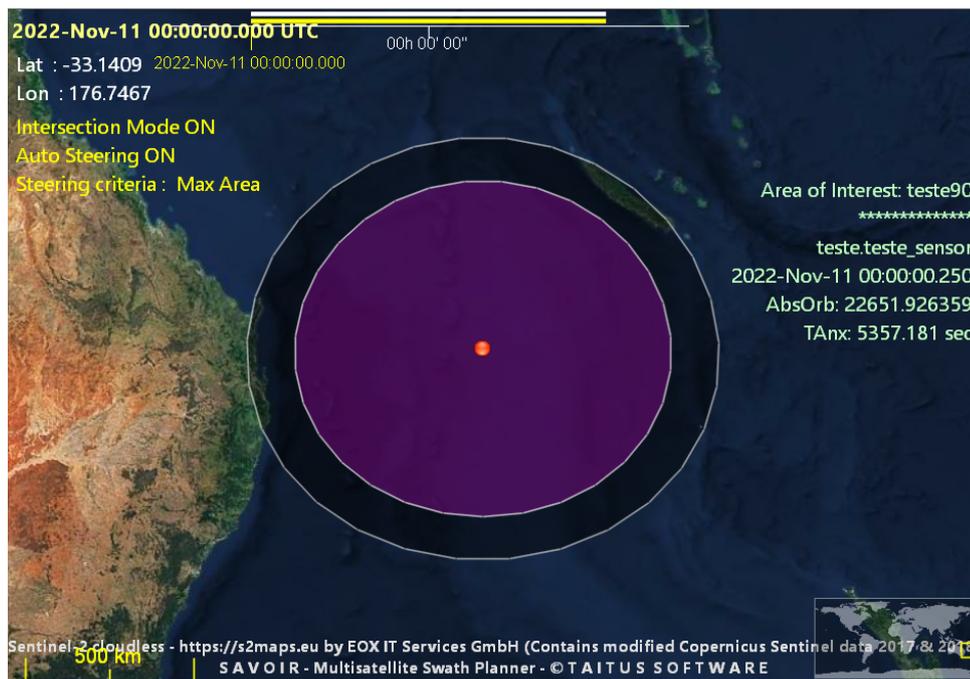


FIGURA 7.4 – Comparação entre a área de cobertura encontrada pelo *Savoir*, em preto, e a área de cobertura encontrada pela metodologia implementada neste trabalho de graduação, em roxo. Dados tirados da Tabela 7.2 e considerando $\tilde{\eta}_{FOV} = 90^\circ$.

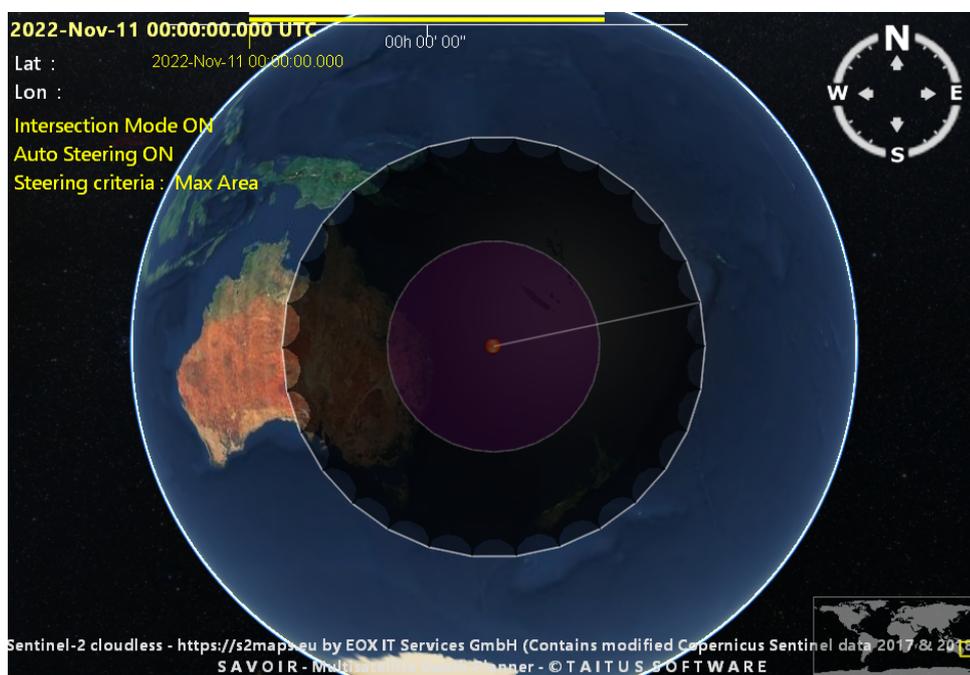


FIGURA 7.5 – Comparação entre a área de cobertura encontrada pelo *Savoir*, em preto, e a área de cobertura encontrada pela metodologia implementada neste trabalho de graduação, em roxo. Dados tirados da Tabela 7.2 e considerando $\tilde{\eta}_{FOV} = 120^\circ$.

7.3 Acoplando a Propagação de Órbita com a Estimativa de Área de Cobertura do Satélite

Acoplando o que foi apresentado nos dois tópicos anteriores, pode-se obter a faixa de cobertura do satélite durante um intervalo de tempo. As Figuras 7.6 e 7.7 exemplificam o tipo de resultado esperado. Nelas, estão ilustradas as faixas de cobertura obtidas pelo *Savoir* e pela metodologia desenvolvida neste trabalho de graduação.

Em ambas as figuras, a faixa de cobertura foi obtida para um horizonte de tempo de 7 minutos começando na época 2022-nov-11 00:00:00 e propagando a órbita referente a TLE fornecida na Figura 7.1. Considerou-se um sensor cônico com ângulo de abertura $\tilde{\eta}_{FOV} = 60^\circ$.

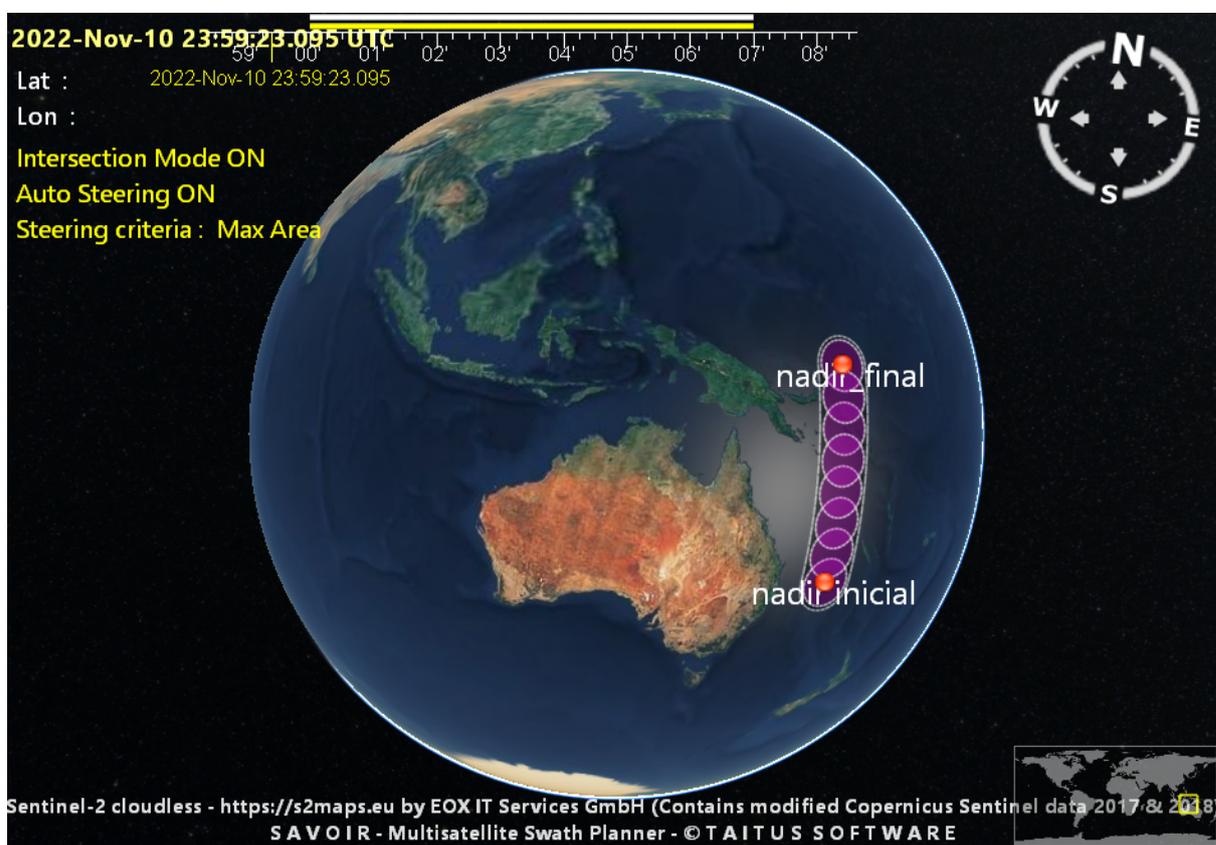


FIGURA 7.6 – Faixa de cobertura no mapa 3D. Em preto, está representada a faixa obtida pelo *Savoir*. Em roxo, apresenta-se a faixa obtida pela metodologia desenvolvida durante este trabalho.

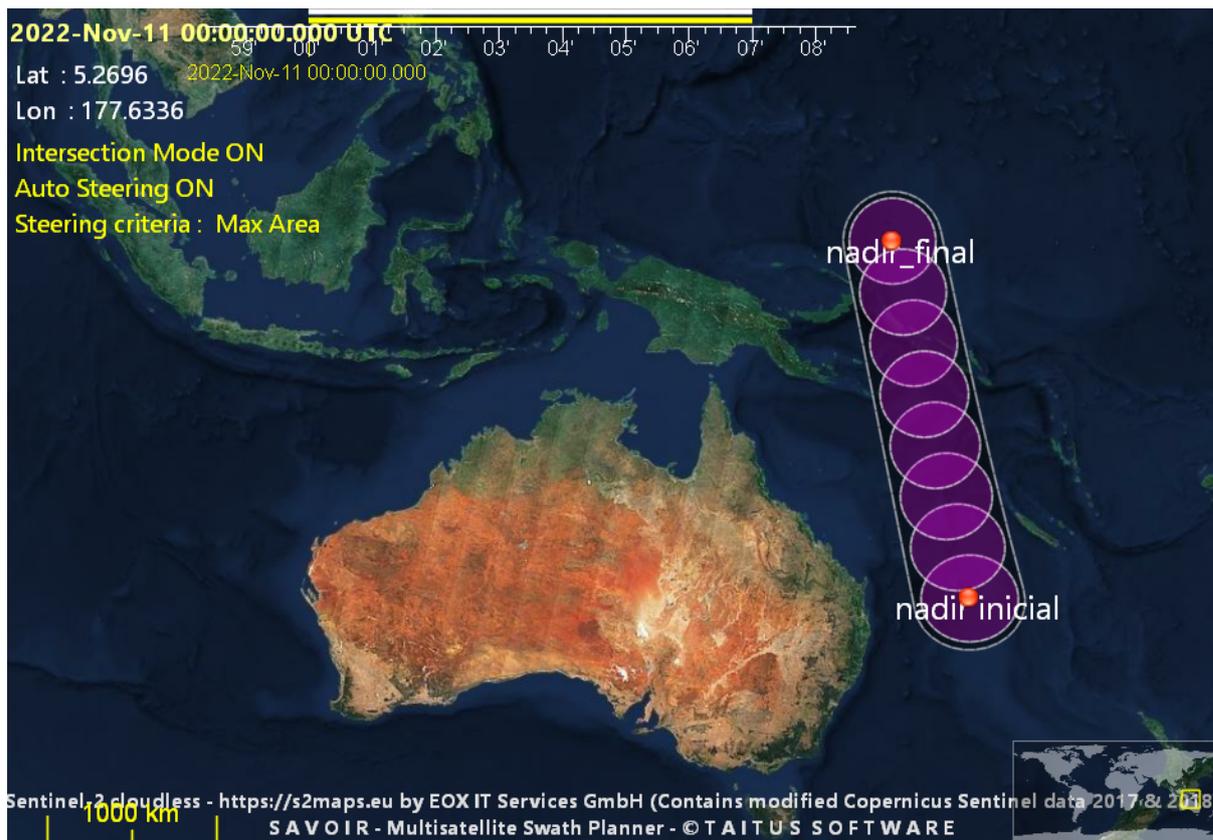


FIGURA 7.7 – Faixa de cobertura no mapa 2D. Em preto, está representada a faixa obtida pelo *Savoир*. Em roxo, apresenta-se a faixa obtida pela metodologia desenvolvida durante este trabalho.

As Figuras 7.6 e 7.7 permitem verificar, de maneira visual, que a faixa de cobertura a ser obtida pela metodologia implementada está coerente com o resultado fornecido pelo *Savoир*. Isso indica que a propagação de órbita e que o cálculo da área de cobertura estão adequados para essa situação em específico.

Note que, para a metodologia que implementamos, considerou-se um passo de 1 minuto para cada cálculo de área de cobertura instantânea do satélite, ou seja, a cada minuto que passa está associado um dos círculos roxos que aparecem nas Figuras 7.6 e 7.7. Esses círculos (áreas de cobertura) serão passados como dado de entrada para um algoritmo de composição de áreas que vem sendo desenvolvido em paralelo no projeto PEmSE.

8 Conclusão

Este trabalho buscou contribuir com o projeto PEmSE no desenvolvimento de uma metodologia para se gerar as janelas de visibilidade num contexto de planejamento e programação de operações de satélites. Com enfoque na fase inicial do PEmSE, este trabalho de graduação propôs uma metodologia preliminar de propagação de órbita e de determinação da área de cobertura de um satélite - acoplado com um sensor com campo de visão cônico.

Apesar das simplificações e limitações da metodologia implementada, os resultados obtidos se mostraram satisfatórios, principalmente para sensores com ângulos menores de abertura ($\tilde{\eta}_{FOV} < 60^\circ$).

Certamente, mais testes serão necessários para validar a metodologia. Além disso, algumas adaptações, já identificadas anteriormente, deverão ser implementadas para obter resultados mais precisos e que satisfaçam todos os requisitos, onde destaca-se considerar um modelo mais complexo que leve em conta a forma elipsoidal da Terra, reduzindo assim os erros intrínsecos à metodologia implementada até aqui, a qual considera a Terra perfeitamente esférica.

Embora o foco deste trabalho tenha sido na definição da projeção em solo do campo de visão do sensor do satélite a cada instante, vale lembrar que isso é só um dado de entrada para o ambiente de planejamento final que o PEmSE deseja desenvolver. A ideia é que essa informação a respeito do que o sensor do satélite enxerga a cada instante seja propagada num horizonte de planejamento e possa passar por outras etapas antes de se atingir o objetivo final. Um resumo dessas próximas etapas segue abaixo.

- Composição de Área: considerando vários satélites, com suas respectivas áreas de cobertura, obter a geometria (projeção em solo) de cada oportunidade de contato entre o satélite e o alvo (aquisição).
- Definição do horário de início e fim de cada oportunidade (janela de visibilidade)
- Considerando outros dados de entrada e um cenário e horizonte de planejamento, aplicar uma metodologia de otimização (apoio a decisão) para o planejamento de operações espaciais.

Referências

- AEB. **Aplicações Espaciais**. 2020. <https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/aplicacoes-espaciais>. Acesso em: nov/2022.
- CHRISTOPHER, P. D. **Notas de Aula da Disciplina Sistema de Solo (SIS-20) (Instituto Tecnológico de Aeronáutica)**. 2021.
- DEFESA, M. da. **Programa Estratégico De Sistemas Espaciais (PESE)**. 2018.
- HODGSON, M. E.; KAR, B. **Modeling the Potential Swath Coverage of Nadir and Off-Nadir Pointable Remote Sensing Satellite-Sensor Systems**. *Cartography and Geographic Information Science*, Vol. 35, No. 3, 2008, pp. 147-156.
- IEAV. **PEmSE**. 2022. <https://ieav.dcta.mil.br/index.php/c4isr>. Acesso em: nov/2022.
- NUGNES, M.; COLOMBO, C.; TIPALDI, M. **Coverage Area Determination for Conical Fields of View Considering an Oblate Earth**. 06 2019.
- PINTO, M. J. **PEmSE - Janelas de Visibilidade**. 2022.
- PINTO, M. J.; MARCHI, M. M. de; IWAZAKI, A. C. **Planejamento para Emprego de Sistemas Espaciais (PEmSE): Modelo Matemático e Adaptações**. In: Simpósio de Aplicações Operacionais em Áreas de Defesa (SIGE), São José dos Campos, SP, 2020, pp. 170-175.
- PINTO, M. J.; MARCHI, M. M. de; IWAZAKI, A. C.; KUCK, T. N.; MEDEIROS, F. L. L. **PEmSE**. 2022.
- SCIENCES, I. P. **The Celestial Sphere**. 2022. <https://planetary-science.org/astronomy/the-celestial-globe/>. Acesso em: maio/2022.
- TAITUS. **Savoir (Taitus Software)**. 2022. <https://taitussoftware.com/>. Acesso em: nov/2022.
- VALLADO, D. A. **Fundamentals of Astrodynamics and Applications**. 4rd. ed. Hawthorne, CA: The Space Technology Library and Microcosm Press, 2013.
- WERTZ, J. R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J. J. **Space Mission Engineering: The New SMAD**. 2rd. ed. Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2015.

WIKIPEDIA. **Two-line element set**. 2022.

https://en.wikipedia.org/wiki/Two-line_element_set. Acesso em: nov/2022.

Apêndice A - Códigos Implementados

A.1 Propagação de Órbita e Definição do Ponto Nadir

```
File - C:\Users\I Dell\Microsoft\PycharmProjects\pythonProject3\lora.py
1 import ephem
2 import datetime
3 import numpy as np
4 from math import pi
5 ## [...]
6
7 name = "teste"
8 line1 = "1 43619U 18071B 22314.87106505 .00001366
          00000-0 13020-3 0 9999"
9 line2 = "2 43619 97.6699 206.8754 0004736 214.6187
          145.4725 14.94949525226507"
10
11 date = '2022/11/11 00:00:00'
12 tle_rec = ephem.readtle(name, line1, line2)
13 tle_rec.compute(date)
14
15 # Creating the lists to receive nadir coordinates
16 nadir_lat = []
17 nadir_lon = []
18 height = []
19
20 ini_date = ephem.Date('2022/11/11 00:00:00') # Time
    UTC
21 end_date = ephem.Date('2022/11/11 00:07:01')
22 delta_t = 1 * ephem.minute
23
24 date = ini_date
25 while date < end_date:
26     tle_rec.compute(date)
27     nadir_lat.append(tle_rec.sublat)
28     nadir_lon.append(tle_rec.sublong)
29     height.append(tle_rec.elevation)
30     date = date + delta_t
31
32 print(np.array(nadir_lat)*180/pi) # em graus
33 print(np.array(nadir_lon)*180/pi) # em graus
34 print(np.array(height)/1000) # em km
35
36 print(tle_rec.sublat, tle_rec.sublong, tle_rec.
    elevation)
```

Page 1 of 1

FIGURA A.1 – Código implementado em *Python* para se propagar a órbita do satélite - dado uma TLE - e, então, estimar o ponto nadir.

A.2 Projeção em Solo do Campo de Visão do Satélite

File - C:\Users\Dell Microsoft\PycharmProjects\pythonProject3\bora.py

```
1 '''
2 NADIR POINTING
3 '''
4
5 '''
6 Reference 1
7 For further information, please take a look at
8 "Fundamentals of Astrodynamics and Applications",
9 4th ed (2013)"
10 by David A. Vallado, pages 853-860.
11
12 Reference 2
13 https://github.com/poliastro/tutorial/blob/main/3%20
14 -%20observing%20events%20from%20space.ipynb
15
16 # Importing libraries
17 from astropy import units as u
18 from poliastro.bodies import Earth
19 from poliastro.sensors import
20 min_and_max_ground_range
21
22 # Define the data
23 altitude = 588.7969375 << u.km
24 fov = 60 << u.deg
25 boresight = 0 << u.deg # Nadir-pointing sensor, no
26 maneuvering
27 nadir_lat = -4.07691473 << u.deg
28 nadir_lon = 155.92884743 << u.deg
29
30 ##
31 ground_range_min, ground_range_max =
32 min_and_max_ground_range(
33     altitude, fov, boresight, Earth.R,
34 )
35 spherical_diameter = (ground_range_max -
36 ground_range_min) * Earth.R.to(u.km) / u.rad
37 lat_max = nadir_lat + ground_range_max
38 lat_min = nadir_lat + ground_range_min
```

Page 1 of 1

FIGURA A.2 – Código implementado em *Python* para se obter a projeção em solo do campo de visão instantâneo do sensor do satélite.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 23 de novembro de 2022	3. DOCUMENTO Nº DCTA/ITA/TC-101/2022	4. Nº DE PÁGINAS 50
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Desenvolvimento de metodologia para gerar as janelas de visibilidade no contexto de planejamento e programação de operações de satélites			
6. AUTOR(ES): Matheus Uchôa Constante			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Janelas de Visibilidade, Área de Cobertura de Satélites, Field of View (FOV)			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: 1. Satélites 2. Sistemas de posicionamento 3. Engenharia aeroespacial			
10. APRESENTAÇÃO: <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial. Orientador: Christopher Shneider Cerqueira; co-orientadora: Maria José Pinto. Publicado em 2022.			
11. RESUMO: <p>Este trabalho está inserido no contexto do projeto PEmSE, que tem por objetivo conceber um ambiente de planejamento, em nível de protótipo, que possa auxiliar no processo de tomada de decisão no contexto espacial, otimizando o emprego dos sistemas espaciais disponíveis e visando um monitoramento eficiente de áreas de interesse (alvos).</p> <p>Com o intuito de contribuir para o PEmSE, este trabalho esteve envolvido no desenvolvimento de uma metodologia para gerar as janelas de visibilidade e, mais especificamente, no desenvolvimento de um método preliminar de estimar faixas de cobertura de satélites. Para tanto, foram sugeridas ferramentas para propagação de órbita, estimação do ponto nadir, cálculo da projeção terrestre do campo de visão de sensores do satélite e, por fim, definição da área de cobertura.</p> <p>Apesar das considerações adotadas, Terra esférica e sensor com campo de visão cônico, os resultados obtidos se mostraram satisfatórios para um projeto preliminar e permitiriam que a metodologia fosse empregada em uma série de situações no contexto espacial. De todo modo, mais testes devem ser feitos sobre a metodologia para verificar suas aplicabilidades e limitações.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO			