

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

GUILHERME PEINADOR GOMES

OTIMIZAÇÃO DE ÓRBITA PARA COMUNICAÇÃO DE NANOSSATÉLITES DA
CONSTELAÇÃO CATARINA

Joinville
2024

GUILHERME PEINADOR GOMES

OTIMIZAÇÃO DE ÓRBITA PARA COMUNICAÇÃO DE NANOSSATÉLITES DA
CONSTELAÇÃO CATARINA

Trabalho apresentado como requisito
para obtenção do título de bacharel
em Engenharia Aeroespacial do
Centro Tecnológico de Joinville da
Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Rafael Gigena Cuenca

Joinville
2024

GUILHERME PEINADOR GOMES

OTIMIZAÇÃO DE ÓRBITA PARA COMUNICAÇÃO DE NANOSSATÉLITES DA
CONSTELAÇÃO CATARINA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 27 de Junho de 2024.

Banca Examinadora:

Orientador: Dr. Rafael Gigena Cuenca
Orientador
Presidente

Prof. Dr. Talita Sauter Possamai
Membra
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Dr. Kleber Vieira de Paiva
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho a todos que acreditaram no meu potencial e me apoiaram ao longo da minha vida acadêmica.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha família, por seu amor incondicional e incentivo constante. Aos meus pais, Roberta e Sandro, que sempre estiveram ao meu lado, proporcionando-me todas as oportunidades para crescer e aprender.

Agradeço de coração à minha namorada, Mylena, por seu amor, paciência e apoio incondicional durante toda a minha jornada acadêmica. Sua compreensão nos momentos de ausência e sua constante motivação foram fundamentais para a conclusão deste trabalho. Você esteve ao meu lado nos dias difíceis, oferecendo palavras de encorajamento e alegria, e celebrou comigo cada pequena conquista ao longo do caminho. Este trabalho é, em grande parte, resultado do seu carinho e incentivo. Sou eternamente grato por ter você em minha vida.

Ao meu orientador, Rafael Cuenca, por sua orientação e paciência ao longo deste processo, compartilhando seu conhecimento e me desafiando a alcançar novos patamares.

Agradeço profundamente ao Laboratory of Applications and Research in Space (LARS) por todo o suporte e oportunidade proporcionadas ao longo desta jornada.

Aos professores, técnicos e servidores da UFSC/CTJ, por todo conhecimento compartilhado e pela luta contínua por uma educação pública, gratuita e de qualidade.

Agradeço aos meus amigos, que estiveram comigo nos momentos de alegria e de dificuldade, oferecendo seu apoio e encorajamento inabalável.

E, finalmente, agradeço a todos que, de alguma forma, contribuíram para a realização deste projeto. Meu sincero agradecimento a cada um de vocês.

RESUMO

O estudo dos foguetes começou no início do século XX e evoluiu para a colocação de objetos em órbita, culminando na chegada do homem à Lua e no uso de satélites para finalidades diversas. Uma constelação de satélites, conceito introduzido na década de 1970, oferece vantagens como cobertura eficiente e maior confiabilidade. Recentemente, houve um aumento no uso de nanossatélites e cubesats devido à miniaturização dos circuitos, tornando o setor espacial mais acessível, nesse cenário, a missão Constelação Catarina, uma parceria entre UFSC, SENAI e AEB com participação do INPE, visa desenvolver a primeira frota para uma constelação de nanossatélites. Este estudo desenvolveu um código em Python para otimizar a órbita dessa constelação utilizando algoritmo genético com o objetivo de maximizar o tempo de comunicação com a estação de solo em Natal. Foram analisados quatro casos com o número de variáveis de otimização crescente sendo a inclinação para o primeiro, inclinação e semieixo maior para o segundo, inclinação, semieixo maior e longitude do nó ascendente do satélite dois para o terceiro caso e inclinação, semieixo maior, longitude do nó ascendente do satélite dois e longitude do nó ascendente do satélite três para o último caso. Os resultados obtidos foram $178,5^\circ$ de inclinação, $179,9^\circ$ de inclinação e 7199 km de semieixo maior, 0° de inclinação, 7199 km de semieixo maior e 204° de longitude do nó ascendente do satélite 2 e, por fim, 0° de inclinação, 7199 km de semieixo maior, 177° de longitude do nó ascendente do satélite 2 e 309° de longitude do nó ascendente do satélite 3, respectivamente. Além da otimização, foi realizada uma análise de sensibilidade utilizando o método *Latin Hypercube* para a amostragem, com o intuito de avaliar o impacto de variações nos parâmetros de entrada nas métricas de comunicação como o número de passagens, tempo médio de comunicação e a média de comunicação da constelação. Os resultados mostram que a variação de $\pm 0,4\%$ no semieixo maior, $\pm 5\%$ na inclinação e $\pm 5\%$ na longitude do nó ascendente causam uma variação de 25% no tempo de contato e na média de comunicação e um pouco mais de 20% no número de passagens.

Palavras-chave: Constelação Catarina. CubeSat. Mecânica Orbital. Algoritmo Genético. Análise de Sensibilidade

ABSTRACT

The study of rockets began at the beginning of the 20th century and evolved into the placement of objects in orbit, culminating in man's arrival on the moon and the use of satellites for various purposes. A satellite constellation, a concept introduced in the 1970s, offers advantages such as efficient coverage and greater reliability. In recent years, there has been a notable increase in the utilization of nanosatellites and cubesats, largely due to the miniaturization of circuits, which has made the space sector more accessible. In this context, the Constelação Catarina mission, a collaborative endeavor between UFSC and SENAI with the participation of INPE, aims to develop the inaugural fleet for a nanosatellite constellation. This study developed a Python code to optimize the orbit of this constellation using a genetic algorithm in order to maximize communication time with the ground station in Natal. Four cases were analyzed, with an increasing number of optimization variables: inclination for the first case, inclination and semi-major axis for the second case, inclination, semi-major axis and longitude of the ascending node of satellite two for the third case, and inclination, semi-major axis, longitude of the ascending node of satellite two and longitude of the ascending node of satellite three for the last case. The results obtained were as follows: inclination of 178.5° , inclination of 179.9° , semi-major axis of 7199 km, inclination of 0° , semi-major axis of 7199 km, longitude of 204° . The ascending node of satellite 2 was found to be at 0° of inclination, 7199 km of semi-major axis, 177° of longitude of the ascending node of satellite 2, and 309° of longitude of the ascending node of satellite 3, respectively. In addition to optimization, a sensitivity analysis was conducted using the Latin Hypercube method for sampling to assess the impact of variations in the input parameters on communication metrics such as the number of passes, average communication time, and average constellation communication. The results demonstrate that a variation of $\pm 0,4\%$ in the semi-major axis, $\pm 5\%$ in the inclination, and $\pm 5\%$ in the longitude of the ascending node results in a variation of 25% in the contact time and the average communication time, and a variation of 20% in the number of passes.

Keywords: Catarina Constellation. CubeSat. Orbital Mechanics. Genetic Algorithm. Communication Optimization. Sensitivity Analysis.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Exemplos de constelação de satélites	18
Figura 2 – Visada de um satélite em três dimensões	19
Figura 3 – Operação de cruzamento	22
Figura 4 – Operação de mutação	22
Figura 5 – Funcionamento básico de um algoritmo genético	23
Figura 6 – Visada simplificada de um satélite	24
Figura 7 – Gráfico da validação com o GMAT	29
Figura 8 – Fração de comunicação pelo número de órbitas	30
Figura 9 – Evolução da melhor solução para o caso de uma variável	31
Figura 10 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso de duas variáveis	32
Figura 11 – Relação entre inclinação e fração de comunicação do caso de duas variáveis	33
Figura 12 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso com três variáveis	34
Figura 13 – Relação entre Raan2 e fração de comunicação	35
Figura 14 – Influência do semieixo maior	36
Figura 15 – Exemplo de visada da estação de solo	36
Figura 16 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso com quatro variáveis	37
Figura 17 – Relação entre Raan2 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis	38
Figura 18 – Relação entre Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis	38
Figura 19 – Relação entre Raan2, Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis	39
Figura 20 – Projeção horizontal da relação entre Raan2, Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis	40
Figura 21 – Gráfico da dispersão do Latin Hypercube	42
Figura 22 – Matriz de dispersão	43
Figura 23 – Relação do tempo de contato total com as variáveis de órbita	44
Figura 24 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 1	45
Figura 25 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 2	46
Figura 26 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 3	46

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros orbitais	18
Tabela 2 – Casos investigados	26
Tabela 3 – Limites superior e inferior das variáveis	26
Tabela 4 – Limites superior e inferior das variáveis de sensibilidade	27
Tabela 5 – Dados de Validação	28
Tabela 6 – Compilado dos resultados das otimizações	41

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

GNSS - Global Navigation Satellite System

GPS - Global Positioning System

GLONASS - Sistema de Navegação Global por Satélite

SENAI - Serviço Nacional de Aprendizagem Industrial

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

GMAT - General Mission Analysis Tool

NASA - National Aeronautics and Space Administration

LHS - Latin Hypercube Sampling

SMA - Semi major axis

RAAN - Right Ascension of the Ascending Node

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	OBJETIVO	15
1.1.1	Objetivo Geral	15
1.1.2	Objetivos Específicos	15
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
2.1	SATÉLITES E SUAS SUBDIVISÕES	16
2.2	CONSTELAÇÕES DE SATÉLITES	17
2.3	PROPAGAÇÃO ORBITAL	18
2.4	COMUNICAÇÃO	19
2.5	OTIMIZAÇÃO	20
2.5.1	Algoritmo Genético	20
2.6	ANÁLISE DE SENSIBILIDADE	23
2.7	CRITÉRIO DE COMUNICAÇÃO	24
3	MÉTODO	26
3.1	OTIMIZAÇÃO DE CONSTELAÇÃO DE SATÉLITES	26
3.2	ANÁLISE DE SENSIBILIDADE	27
4	RESULTADOS	28
4.1	VALIDAÇÃO DO CÓDIGO	28
4.2	RESULTADOS DA OTIMIZAÇÃO	29
4.2.1	Análise com uma variável e um satélite	30
4.2.2	Análise com duas variáveis e um satélite	31
4.2.3	Análise com três variáveis e dois satélites	33
4.2.4	Análise com quatro variáveis e três satélites	37
4.2.5	Comparando resultados	40
4.3	RESULTADOS DA ANÁLISE DE SENSIBILIDADE	41
5	CONCLUSÕES	48
	REFERÊNCIAS	50

1 INTRODUÇÃO

O estudo dos foguetes iniciou-se no início do século XX (TSIOLKOVSKY, 2004) e, com a evolução da tecnologia, foi possível colocar os primeiros objetos em órbita. Com a continuação da corrida espacial, tornou-se viável levar o homem para a órbita baixa da Terra e, por fim, à Lua. A partir disso, os satélites demonstraram grande importância, inicialmente para usos militares e, em um segundo momento, para comunicação, navegação (GNSS, GPS, GLONASS, GALILEO), observações astronômicas e análises meteorológicas (EVANS et al., 2011).

Quando vários satélites são utilizados com um objetivo em comum, são classificados como uma constelação de satélites, termo introduzido por Walker na década de 1970. Ao se comparar uma constelação com um único satélite, ela oferece diversos aspectos de melhoria, como uma cobertura mais eficiente e uma confiabilidade superior diante de falhas do satélite, o que aumenta a chance de sucesso da missão (SAVITRI et al., 2017). Além disso, existem diferentes tipos de constelações, tais como as constelações Delta, nas quais os satélites estão em órbitas circulares com períodos iguais para todos (WALKER, 1970). Outro exemplo é a Rosette, que generaliza e amplia o padrão de Walker; as órbitas são uniformemente distribuídas em um ângulo de ascensão reta à medida que passam pelo plano de referência (BALLARD, 1980). Por fim, há a Streets of Coverage que, como o nome descreve, cria corredores a partir de múltiplas órbitas circulares de mesma altitude, que estão continuamente na visada de ao menos um satélite (LUEDERS; GINSBERG, 1974).

Na última década, o uso de satélites de grande porte foi reduzido devido ao aumento do número de lançamentos de satélites de pequeno porte, como nanosatélites, motivado pela miniaturização dos circuitos digitais, o que resultou na redução de tamanho e massa dos satélites (KULU, 2022). Isso permitiu a diminuição do preço de lançamento, tornando-o financeiramente acessível para universidades e empresas privadas entrarem no ramo espacial (BOUWMEESTER; GUO, 2010; HEIDT et al., 2000; KRAMER; CRACKNELL, 2008; WAYDO; HENRY; CAMPBELL, 2002). Por causa de seu tamanho, os nanosatélites não possuem estrutura para ter um sistema de propulsão eficiente. Desta forma, torna-se impossível realizar manobras, de modo que estão limitados às órbitas naturais (ABDELKHALIK; GAD, 2011; CAPPELLETTI; BATTISTINI; MALPHRUS, 2020).

Tendo em vista a acessibilidade ao setor espacial, a missão Constelação Catarina foi criada a partir de uma parceria entre a Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), o Serviço Nacional de Aprendizagem Industrial (SENAI) e a Agência Espacial Brasileira (AEB) com a participação do Instituto Nacional de Pesquisas

Espaciais (INPE), e tem como objetivo o desenvolvimento, a fabricação e o lançamento de uma constelação de nanossatélites (DONATI et al., 2022; CARDOZO et al., 2022).

O problema de otimização de órbita de uma missão espacial pode ser abordado de diferentes maneiras. No caso de ABDELKHALIK; GAD (2011), a formulação adota um método semi-analítico para reduzir o número de incógnitas. Além disso, leva em conta parâmetros como a resolução da imagem do solo, a área a ser coberta e a frequência de cobertura.

Além do citado acima, CONFESSORE; GENNARO; RICCIARDELLI (2001) utilizam uma abordagem meta-heurística para o projeto de constelação de satélites para telecomunicação de cobertura regional. Para a otimização, utilizam um algoritmo genético em que cada cromossomo representa uma constelação com uma determinada cobertura e um determinado número de satélites. O objetivo é determinar uma frente de Pareto para encontrar o número mínimo de satélites e a cobertura máxima.

Também, utilizando o algoritmo genético multiobjetivo, MEZIANE-TANI et al. (2016) com o objetivo de maximizar a taxa de visibilidade, minimizar o número de satélites e reduzir a altitude, para isso foi utilizado uma função de *fitness* com diferentes pesos nos termos.

Já para a discussão de análise de sensibilidade, HESAR; SCHEERES; MCMAHON (2017) utiliza o método de Monte Carlo com uma métrica de erro baseada na condição nominal, neste artigo, distribuições normais e uniformes são empregadas para as perturbações das duas variáveis de interesse em uma amostra de 1000 simulações. Já com outra maneira de formular uma análise de sensibilidade, BALDUCCI; JONES; DOOSTAN (2017) utiliza o método de representações separadas para as incertezas nos parâmetros orbitais com o objetivo de diminuir o custo computacional.

Este estudo visa, em um primeiro momento, o desenvolvimento de um código em Python para a otimização da órbita da Constelação Catarina, que tem como objetivo aumentar o tempo de comunicação entre os satélites e a estação de solo, localizada na estação multimissão de Natal. Para isso, foi utilizado um código de propagação de órbita já validado junto ao programa *General Mission Analysis Tool* (GMAT), o qual possui código aberto desenvolvido pela *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), juntamente com algoritmos genéticos implementados na biblioteca de Python chamada PYGAD. Em seguida, uma análise de sensibilidade foi conduzida com o objetivo de avaliar como pequenos desvios nos parâmetros de entrada afetam os parâmetros de comunicação de cada um dos três nanossatélites e da constelação.

1.1 OBJETIVO

Para resolver a problemática de otimizar o tempo de comunicação de uma constelação de nanossatélites para a missão Constelação Catarina e realizar uma análise de sensibilidade de perturbações nos parâmetros orbitais, propõe-se os seguintes objetivos.

1.1.1 Objetivo Geral

Otimizar o tempo de comunicação de um satélite e, posteriormente, para uma constelação de nanossatélites da missão Constelação Catarina, utilizando algoritmos genéticos e avaliar o impacto de perturbações nos parâmetros orbitais nos parâmetros de comunicação.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Validar o código de propagação orbital;
- Otimização de uma constelação de 3 satélites para comunicação com a estação de comunicação de Natal-RN;
- Análise de sensibilidade da comunicação da constelação em relação à incertezas os parâmetros iniciais da orbita.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, são apresentados conceitos e ferramentas teóricas utilizadas no desenvolvimento do trabalho. Na seção 2.1, são apresentados a definição e as subdivisões de satélites. Na seção 2.2, é definido o conceito de constelação de satélites. Na seção 2.3, é descrito o método utilizado para o código de propagação orbital. Na seção 2.4, é definida a comunicação entre satélite e estação de solo. Na seção 2.5, é descrito o método de otimização utilizado. Na seção 2.6, é apresentada a análise de sensibilidade utilizando o método de *Latin Hypercube*. Por fim, na seção 2.7, é definido o critério de comunicação e, a partir dele, os parâmetros de comunicação.

2.1 SATÉLITES E SUAS SUBDIVISÕES

Satélites são objetos que orbitam corpos celestes, como planetas e estrelas. Eles podem ser naturais, como a Lua, ou artificiais, criados e lançados pelo ser humano para diversas finalidades. Os satélites artificiais podem ser classificados de acordo com suas funções principais, incluindo satélites de comunicação, meteorológicos, de navegação, de observação da Terra, de reconhecimento, científicos e de propósito especial. Cada tipo desempenha um papel crucial em diversas aplicações, desde a transmissão de sinais de comunicação até a coleta de dados para pesquisa científica e monitoramento ambiental (NASA, 2023; ESA, 2024; USGS, 2024; NASA, 2024). Outra divisão é de acordo com seu peso. Neste caso, os principais são: estações espaciais, que possuem toneladas; nanossatélites, de até 10 kg; e picosatélites, de até um quilograma. Dentro da categoria dos nanossatélites, é utilizado o CubeSat, com dimensões padronizadas, podendo variar entre 1U e 12U (KRAMER; CRACKNELL, 2008; SWARTWOUT, 2013).

Nas últimas décadas, o uso de satélites convencionais tem sido complementado e, em alguns casos, substituído pelo aumento do número de satélites menores e nanossatélites, impulsionado pela miniaturização dos circuitos digitais. Essa evolução resultou na redução do tamanho e da massa dos satélites, permitindo uma significativa diminuição dos custos de lançamento e tornando o espaço acessível para universidades e empresas privadas (BOUWMEESTER; GUO, 2010; KRAMER; CRACKNELL, 2008; WAYDO; HENRY; CAMPBELL, 2002; HEIDT et al., 2000). No entanto, essa redução de tamanho resultou em limitações em sistemas como o propulsivo e, por causa delas, os nanossatélites estão limitados a órbitas naturais (ABDELKHALIK; GAD, 2011; CAPPELLETTI; BATTISTINI; MALPHRUS, 2020).

2.2 CONSTELAÇÕES DE SATÉLITES

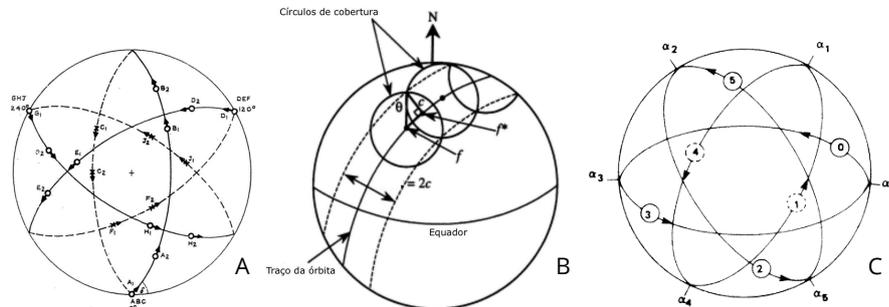
O termo constelação de satélites refere-se a dois ou mais satélites que orbitam a Terra de maneira sincronizada e possuem um objetivo em comum (WALKER, 1970; BESTE, 1978; WU et al., 2021). Na era espacial contemporânea, as constelações de satélites emergiram com numerosos satélites artificiais trabalhando em conjunto. Estas constelações orbitam o planeta com diferentes objetivos, como posicionamento global de diferentes países e regiões, sendo os principais GPS, GLONASS e Galileo (REVNIVYKH et al., 2017; PÍRIZ; MARTÍN-PEIRÓ; ROMAY-MERINO, 2005), prover internet, como a Starlink, e observação e monitoramento da Terra, como as constelações Copernicus e NOAA-GOES (JUTZ; MILAGRO-PEREZ, 2020; NASA, 2024).

As principais configurações de constelação de satélites são as chamadas constelações de Walker. Neste tipo, as órbitas possuem a mesma altitude, são circulares, os satélites são igualmente espaçados e pode-se ter mais de um plano de órbita, ou seja, conjuntos de satélites com inclinações diferentes (WALKER, 1970; WERTZ, 2001). Na Figura 1, a letra A ilustra um exemplo onde existem três planos, cada um com três satélites igualmente espaçados. Este modelo é frequentemente utilizado para sistemas de comunicação e navegação, como o sistema GPS.

Além dela, outra configuração também utilizada é a *Streets of Coverage*, neste caso os satélites são distribuídos de maneira que sigam trajetórias terrestres retilíneas, o que resulta o nome de ruas de cobertura. Este modelo é útil para missões de monitoramento de uma área específica (BESTE, 1978). Na Figura 1 letra B está ilustrado um exemplo de constelação *Streets of Coverage*.

Uma terceira configuração é chamada de *Rosette*. Nela, os satélites são distribuídos em diferentes órbitas com diferentes inclinações e longitudes do nó ascendente, criando assim um padrão simétrico em torno da Terra (BALLARD, 1980; LUEDERS; GINSBERG, 1974; LUDERS, 1961). Na Figura 1, a letra C exemplifica uma constelação com essa configuração, contendo seis satélites, seis planos de órbita e um fator harmônico de quatro.

Figura 1 – Exemplos de constelação de satélites



Fonte: Adaptado de (WALKER, 1970; ELY; CROSSLEY; WILLIAMS, 1999; BALLARD, 1980)

2.3 PROPAGAÇÃO ORBITAL

Uma órbita pode ser descrita utilizando apenas a excentricidade e o momento angular. Outros parâmetros, como o semieixo maior, a energia específica e, para uma órbita mais excêntrica, o período, derivam desses dois. No entanto, para determinar a posição exata de um satélite em cada instante de tempo, são necessários seis parâmetros que compõem os chamados parâmetros orbitais clássicos ou parâmetros de Kepler (CURTIS, 2015). Abaixo, na Tabela 1, encontram-se esses parâmetros e seus respectivos símbolos.

Tabela 1 – Parâmetros orbitais

h	Momento angular específico
i	Inclinação
Ω	Ascensão direita do nodo ascendente
e	Excentricidade
ω	Argumento do perigeu
θ	Anomalia verdadeira.

Fonte: (CURTIS, 2015)

Para o código de propagação de órbitas, foi utilizada a dedução a partir das equações planetárias de Lagrange. Derivando no tempo tais equações, chegamos no conjunto de equações de Gauss:

$$\frac{dh}{dt} = rp_s \quad (1)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{h}{\mu} \sin \theta p_r + \frac{1}{\mu h} [(h^2 + \mu r) \cos \theta + \mu e r] p_r \quad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{h}{r^2} + \frac{1}{eh} \left[\frac{h^2}{\mu} \cos \theta p_r - \left(r + \frac{h^2}{\mu} \right) \sin \theta p_s \right] \quad (3)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + \theta) p_\omega \quad (4)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r}{h} \cos(\omega + \theta) p_\omega \quad (5)$$

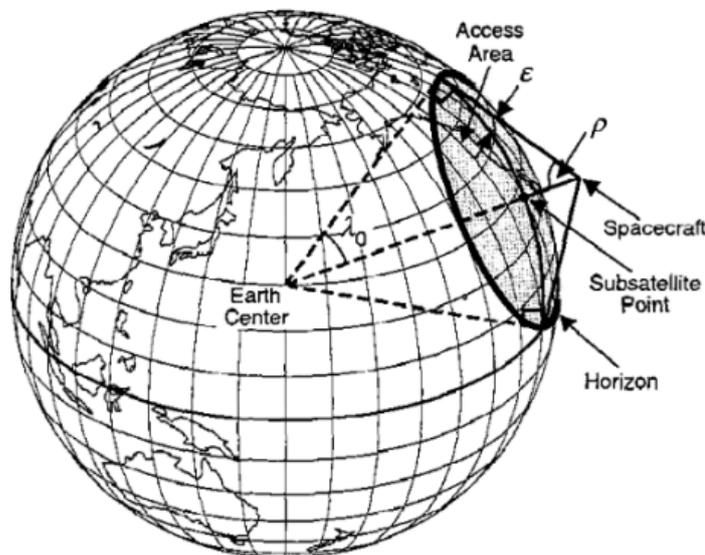
$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{1}{eh} \left[\frac{h^2}{\mu} \cos \theta p_r - \left(r + \frac{h^2}{\mu} \sin \theta p_s \right) \right] - \frac{r \sin(\omega + \theta)}{h \tan i} p_\omega \quad (6)$$

onde $r = \frac{h^2}{\mu(1+e \cos \theta)}$. A partir de valores iniciais, o objetivo é integrar esse sistema de equações diferenciais ordinárias e encontrar sua variação no tempo, para isso a biblioteca ODEINT, uma implementação baseada na função LSODA da biblioteca ODEPACK, é utilizada.

2.4 COMUNICAÇÃO

A Figura 2 mostra como é a área de visada do satélite em relação à Terra. Um vetor que parte do satélite será tangente à superfície da Terra no horizonte verdadeiro ou geométrico. A área dentro desse horizonte é chamada de área de acesso e representa toda a superfície terrestre que o satélite consegue comunicar-se ou captar dados durante esse período de tempo (WERTZ, 2001). Analogamente, a antena da estação de solo possui uma visada no formato de um cone apontado para o espaço, cuja abertura depende das características da antena.

Figura 2 – Visada de um satélite em três dimensões



Fonte: (WERTZ, 2001)

2.5 OTIMIZAÇÃO

A otimização é um campo da matemática e da ciência da computação dedicado a encontrar a melhor solução possível para um problema dentro de um conjunto definido de restrições e critérios. De maneira geral, um problema de otimização envolve a maximização ou minimização de uma função objetivo, que é influenciada por diversas variáveis. Tais problemas podem ser abordados de diferentes formas, como a estimativa de gradiente (ANDRADOTTIR, 1998), métodos baseados na natureza como o método de colônia de formigas (DORIGO; BIRATTARI; STUTZLE, 2006), otimização da baleia (GHAREHCHOPOGH; GHOLIZADEH, 2019), e métodos evolutivos como a otimização de enxame de partículas (JUNEJA; NAGAR, 2016). O método utilizado neste trabalho é o algoritmo genético, que simula o processo de seleção natural para gerar soluções de alta qualidade (GOLDBERG; GOLDBERG, 1989). Este método é especialmente útil em problemas complexos onde abordagens tradicionais podem falhar ou ser impraticáveis devido ao custo computacional necessário.

O algoritmo utilizado na otimização deve ser robusto, apresentando bom desempenho em uma ampla variedade de problemas, sendo eficiente ao não demandar muito tempo computacional nem consumir excessivamente memória. Além disso, deve possuir uma boa precisão, sem ser sensível demais a erros e ser capaz de diferenciar um ótimo local, ponto onde possui um mínimo ou máximo quando comparado com a sua vizinhança, de um ótimo global.

Por fim, é necessário definir um algoritmo de otimização. Neste processo, uma variável é estabelecida como estimativa inicial e, a partir dela, são realizadas várias iterações até se chegar a uma solução. O que distingue um algoritmo de outro é a maneira como essas iterações são conduzidas.

2.5.1 Algoritmo Genético

Algoritmos genéticos são estocásticos, ou seja, originam-se de eventos aleatórios. Este método utiliza-se dos fenômenos naturais da herança genética e do Darwinismo para a seleção natural. A ideia por trás é emular o funcionamento da natureza: em uma população inicial, existem indivíduos com diversas características. No entanto, certas características prevalecem sobre outras para garantir a sobrevivência e tendem a ser passadas para as próximas gerações. Por isso, o vocabulário emprestado da genética utiliza os termos "indivíduos da população", também chamados de cromossomos, que são constituídos por genes e contêm informações em forma de uma sequência linear. Cada cromossomo representa uma possível solução para o problema tratado (MICHALEWICZ, 1996).

Cada vez que o algoritmo é executado em uma população de cromossomos, ocorre uma busca em um espaço de potenciais soluções. Esta busca deve equilibrar

dois objetivos conflitantes: encontrar a melhor solução possível e explorar todo o espaço. O algoritmo genético é uma classe de algoritmo que não depende do domínio, realizando uma busca multidirecional e conseguindo equilibrar os dois objetivos citados anteriormente.

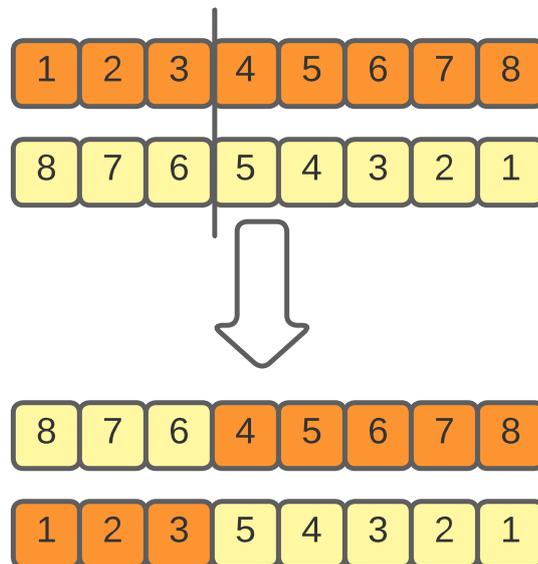
Pode-se dizer que, em um algoritmo genético, a cada geração, uma boa solução é reproduzida enquanto as soluções consideradas ruins são eliminadas. Estas gerações são produzidas por meio dos processos de avaliação, seleção, cruzamento e mutação, que serão explicados nos próximos parágrafos.

Em relação à primeira etapa mencionada, a avaliação, é nessa fase que se considera o nível de adaptação de cada indivíduo, além de aplicar as restrições do problema. É importante atentar para o custo computacional gerado por esse processo.

Já em relação à segunda etapa, a seleção, há diversas técnicas para realizá-la. As principais são: o elitismo, que utiliza o melhor *fitness* para a próxima geração; a roleta, onde a seleção é feita através de uma roleta em que quanto melhor o *fitness*, maior o espaço na roleta, e o inverso também ocorre; e, por fim, o chamado torneio, onde são criados subgrupos de indivíduos e apenas o melhor de cada subgrupo gera a próxima geração (GOLDBERG; DEB, 1991). Neste trabalho, o método de seleção utilizado foi o de roleta.

A terceira operação genética é o cruzamento, que combina as informações da geração anterior, chamadas de pais, e troca segmentos inteiros de informações dos cromossomos, podendo ocorrer em um único ponto ou em múltiplos pontos. Neste trabalho, foi considerado o cruzamento em um único ponto. O objetivo desta operação é permutar as informações de diferentes soluções potenciais. Abaixo, na Figura 3, temos a exemplificação da operação de cruzamento em um único ponto. Neste caso, o cromossomo é cruzado após a terceira casa.

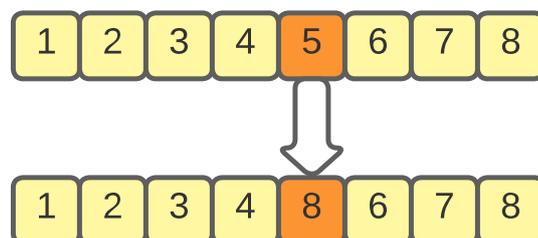
Figura 3 – Operação de cruzamento



Fonte: Autor

Por último, a mutação é uma operação que tem como objetivo aumentar a variedade na população. Para isso, altera um ou mais genes de um cromossomo de maneira aleatória. Na Figura 4, o cromossomo sofre mutação na quinta posição.

Figura 4 – Operação de mutação



Fonte: Autor

Através da figura 5, resume-se o funcionamento básico do algoritmo genético.

Figura 5 – Funcionamento básico de um algoritmo genético



Fonte: Autor

2.6 ANÁLISE DE SENSIBILIDADE

A análise de sensibilidade desempenha um papel fundamental na investigação do impacto das incertezas nos resultados de modelos computacionais. Um dos desafios enfrentados nesse contexto é a seleção de uma amostragem eficiente e representativa do domínio do problema do modelo. Nesse sentido, o método de amostragem Latin Hypercube Sampling (LHS) emerge como uma ferramenta valiosa. O LHS foi proposto por MCKAY; BECKMAN; CONOVER (1979) como uma abordagem para selecionar valores de variáveis de entrada de forma a maximizar a cobertura do espaço de entrada, minimizando a correlação entre as variáveis. Essa técnica tem sido amplamente adotada em estudos de simulação e análise de sensibilidade devido à sua capacidade de fornecer resultados robustos e eficientes (STEIN, 1987).

O LHS divide cada dimensão da distribuição em intervalos igualmente prováveis e seleciona amostras de forma que cada intervalo de cada dimensão seja representado

exatamente uma vez. Ao garantir uma distribuição uniforme e descorrelacionada dos pontos de amostragem, o LHS permite uma avaliação abrangente do impacto das incertezas nas saídas do modelo, fornecendo percepções valiosas para a tomada de decisões. Além disso, o uso do LHS pode contribuir para a redução da complexidade computacional e dos custos associados à análise de sensibilidade, tornando-o uma escolha atraente em uma variedade de aplicações.

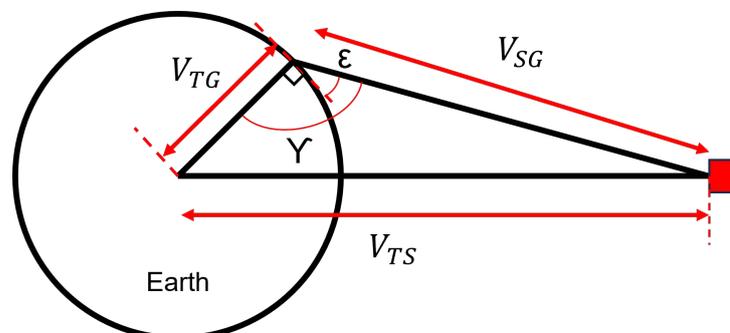
2.7 CRITÉRIO DE COMUNICAÇÃO

Como o objetivo deste trabalho é otimizar a órbita para maximizar o tempo de comunicação, faz-se necessário o desenvolvimento de um critério de avaliação específico para isso. Esse critério depende diretamente da antena utilizada na estação de solo, pois cada antena possui um ângulo de elevação mínimo em relação ao horizonte necessário para permitir a comunicação. Além disso, pode depender da geografia local, já que montanhas e até mesmo prédios podem bloquear a visada para o satélite. Adicionalmente, é importante considerar que, caso mais de um satélite esteja comunicando ao mesmo tempo, apenas um será considerado ativo.

No presente estudo, a antena considerada está localizada na estação multimissão de Natal, que possui uma latitude de $-5.871778^{\circ}N$ e longitude de $-35.206864^{\circ}L$. Esta antena possui um ângulo de elevação mínimo (ϵ) de 15° para estabelecer a comunicação adequada (JOTHA, 2020).

A figura 6 mostra uma simplificação da figura 2, definindo os vetores de posição relativa do satélite com o sistema de coordenada no centro da terra e a posição relativa com a antena. De maneira análoga a Melaku et al. (2023), retira-se os vetores do centro da Terra ao satélite (V_{TS} = raio da Terra + altitude do satélite), do centro da Terra à estação de solo (V_{TG}) e do satélite à estação de solo (V_{SG}).

Figura 6 – Visada simplificada de um satélite



Fonte: Autor

Considerando as posições relativas, define-se o ângulo γ entre o vetor V_{TG} e V_{SG} como o ângulo de visada do satélite em relação à antena. Para que o satélite esteja na visada da antena, esse ângulo tem que ser maior que 90° mais o ângulo mínimo de

elevação da antena (ϵ), ou seja, 105° . Desta forma, obtém-se a seguinte equação,

$$\gamma = \pi - \arccos \frac{\vec{V}_{TS} \cdot \vec{V}_{SG}}{|\vec{V}_{TS}| |\vec{V}_{GS}|} - \arccos \frac{\vec{V}_{TG} \cdot \vec{V}_{TS}}{|\vec{V}_{TG}| |\vec{V}_{TS}|} \geq 105^\circ \quad (7)$$

Apesar desse critério definir se existe comunicação entre a estação de solo e o nanossatélite, outras métricas podem ser consideradas como o tempo de contato, que é o tempo em que o nanossatélite está dentro da área de visada da antena considerando toda a missão, o número de passagens, o número de vezes em que o nanossatélite passa na área de visada da antena em toda a missão, o tempo de contato por passagem, o tempo em que o nanossatélite está dentro da área de visada da antena em cada uma das passagens e, o número de passagens por dia.

3 MÉTODO

3.1 OTIMIZAÇÃO DE CONSTELAÇÃO DE SATÉLITES

Para otimizar a órbita visando a comunicação da Constelação Catarina neste trabalho, considerou-se inicialmente que não há comunicação entre os nanossatélites. Para resolver esse desafio, adotou-se o algoritmo genético como método de otimização. O objetivo principal da primeira frota da missão é garantir a comunicação com a estação de solo. Portanto, o problema de otimização a ser resolvido é maximizar a fração de tempo de comunicação. Essa fração é definida como a relação entre o tempo em que os nanossatélites estão em contato com a estação de solo e o tempo total de voo simulado.

Para isso, a órbita de cada nanossatélite foi propagada independentemente, criando uma série temporal de comunicação para cada um. A partir da combinação das séries dos três nanossatélites, foi gerado o tempo total de comunicação da constelação sem duplicidade, ou seja, quando mais de um nanossatélite está na visada da antena. Foram investigados quatro casos diferentes conforme as configurações da Tabela 2, onde i é a inclinação de órbita, SMA é o semieixo maior e $Raan_1$, $Raan_2$ e $Raan_3$ são a longitude do nó ascendente do satélite 1, 2 e 3, respectivamente. O $Raan_1$ é fixado em 0° e as demais variáveis possuem os limites da Tabela 3.

Tabela 2 – Casos investigados

Caso	# Sat	# Variável
1	1	i
2	1	i, SMA
3	2	$i, SMA, Raan_2$
4	3	$i, SMA, Raan_2, Raan_3$

Fonte: Autor

Tabela 3 – Limites superior e inferior das variáveis

Variável	Limite Inferior	Limite Superior
i	0	180°
SMA	6850	7200
$Raan_2$	0°	360°
$Raan_3$	0°	360°

Fonte: Autor

Os outros valores utilizados na propagação da órbita foram uma excentricidade de 0,002, um argumento do perigeu de 0,0, uma anomalia verdadeira de 0,0. Além disso, foi considerado um satélite com uma massa de 3,0 quilogramas, 0,1 metros de largura e comprimento e uma altura de 0,2 metros, tais dimensões caracterizam um

CubeSat de 2U. Esse valores foram fixos para todas as otimizações.

A implementação do algoritmo genético utilizou a biblioteca disponível em Python chamada Pygad (GAD, 2021). Os casos estudados empregaram uma população de 20 indivíduos, uma taxa de mutação aleatória de 10%, elitismo com os três melhores indivíduos, operador de cruzamento de ponto único, seleção por estado estacionário (GOLDBERG; DEB, 1991), e um limite máximo de 100 gerações. Para obter estatísticas do processo de otimização, foram realizadas 10 execuções para o mesmo caso.

3.2 ANÁLISE DE SENSIBILIDADE

Além do estudo de otimização, o presente trabalho também apresenta o estudo do provável lançamento da missão (SMA de 6896 km, inclinação de 98° e os satélites igualmente espaçados com o $Raan_1$ de 10° , $Raan_2$ de 130° e, por fim, $Raan_3$ de 250°) e utilizando o método de dispersão *latin hypercube* foram geradas 1000 amostras que representam o lançamentos com um desvio da condição inicial em relação ao planejado (referência) e foi avaliado o impacto dessas incertezas nos parâmetros de comunicação.

Nas amostras, os valores de semieixo maior, inclinação e longitude do nó ascendente de cada um dos três satélites foram variados de acordo com a Tabela 4. Estes representam uma variação de ± 25 quilômetros no semieixo maior, ± 5 graus na inclinação e ± 10 graus para a longitude do nó ascendente. No caso da longitude do nó ascendente, os valores foram escolhidos de modo a fugir das zonas de intersecção citadas na seção 2.7.

Tabela 4 – Limites superior e inferior das variáveis de sensibilidade

Satélite	Variável	Limite Inferior	Limite Superior
1	<i>SMA</i>	6871	6921
1	<i>i</i>	6871	6921
1	<i>Raan</i>	6871	6921
2	<i>SMA</i>	93	103
2	<i>i</i>	93	103
2	<i>Raan</i>	93	103
3	<i>SMA</i>	0	20
3	<i>i</i>	120	140
3	<i>Raan</i>	240	260

Fonte: Autor

4 RESULTADOS

Este capítulo apresenta os resultados obtidos dos processos de otimização e da análise de sensibilidade conforme metodologia descrita na Seção 3. A Seção 4.1 apresenta a validação do código computacional junto ao GMAT. Na Seção 4.2, são apresentados os resultados da otimização para os casos com uma, duas, três e quatro variáveis. Por fim, a Seção 4.3 mostra os resultados da análise de sensibilidade.

4.1 VALIDAÇÃO DO CÓDIGO

Com o intuito de validar o código de propagação orbital elaborado, foram realizadas propagações com parâmetros orbitais fixos e os resultados foram comparados com os resultados do programa *General Mission Analysis Tool* (GMAT), este é um programa de código aberto desenvolvido pela NASA, projetado para planejar, otimizar e navegar em missões espaciais (CENTER, 2024). As propagações foram realizadas com variações no semieixo maior e na inclinação, resultantes da otimização utilizando o algoritmo genético, um primeiro caso onde o semieixo maior foi otimizado com uma inclinação fixa e o segundo caso o semieixo maior é fixo e a inclinação foi otimizada. Os parâmetros de entrada estão apresentados na Tabela 5.

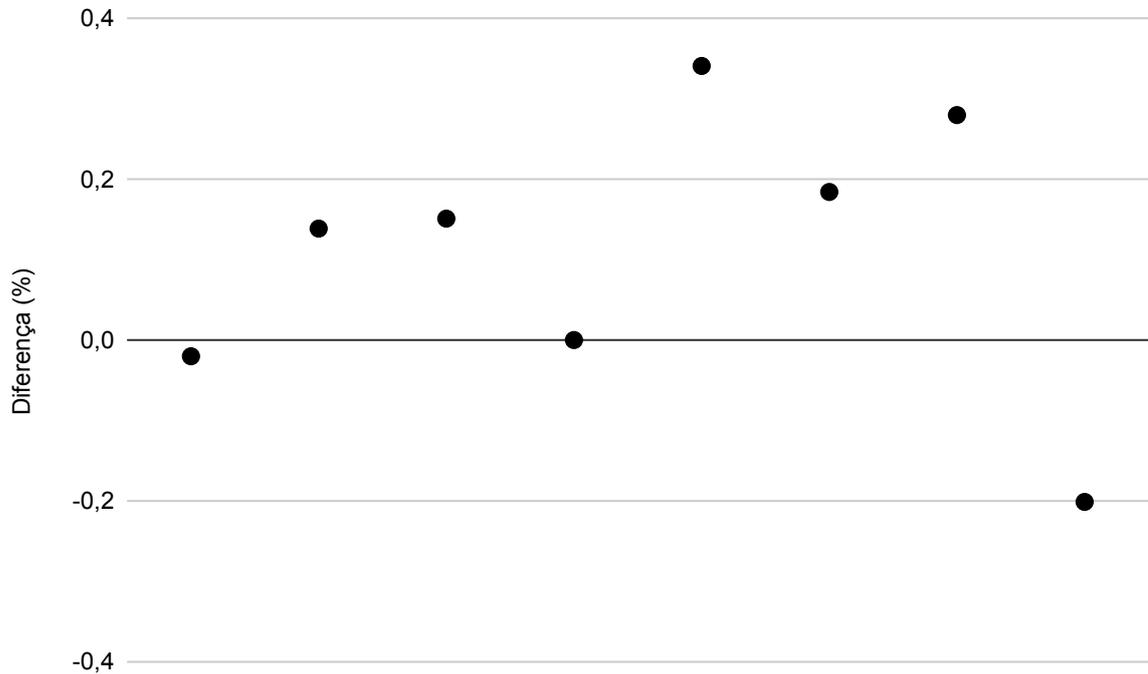
Tabela 5 – Dados de Validação

SMA [km]	Inclinação [°]	Resultado GMAT	Resultado Código
6961,56	30	0,0163	0,0165
6975,13	30	0,0166	0,0152
6976,71	30	0,0165	0,0150
6974,55	30	0,0164	0,0164
6800	36,85	0,0155	0,0120
6800	38,30	0,0140	0,0122
6800	31,58	0,0166	0,0138
6800	33,65	0,0153	0,0173

Fonte: Autor

Os resultados foram comparados e a diferença em percentual está na Figura 7, tendo em vista que esta diferença é menos de $\pm 0,5\%$, pode-se considerar que os resultados estão suficientemente próximos.

Figura 7 – Gráfico da validação com o GMAT

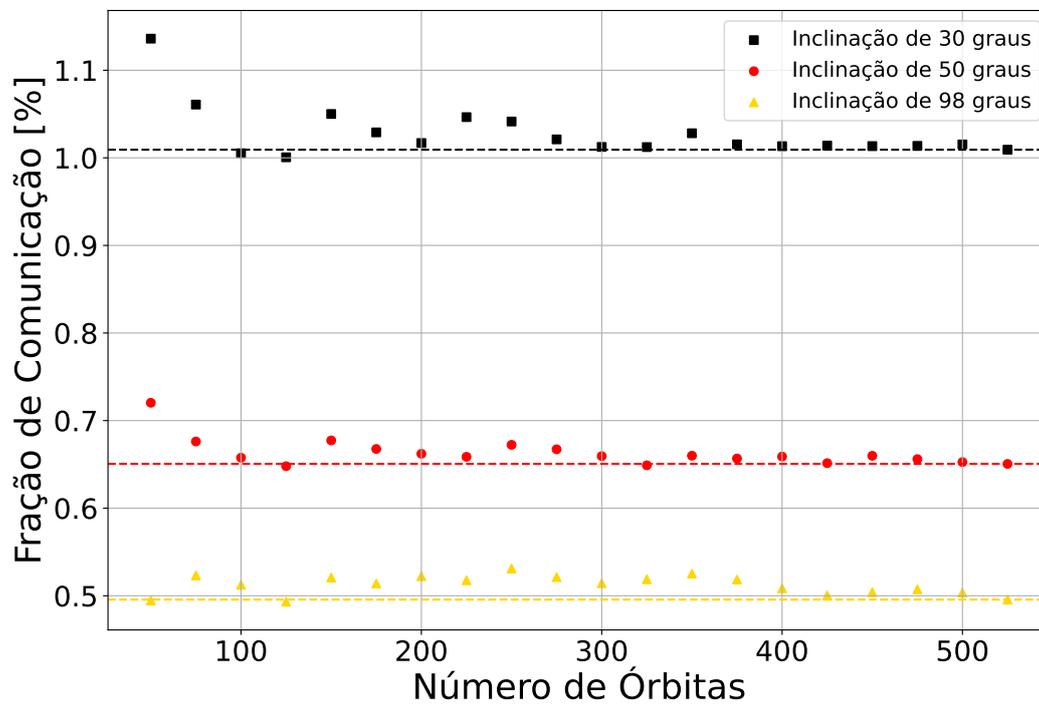


Fonte: Autor

4.2 RESULTADOS DA OTIMIZAÇÃO

Por conta do custo computacional envolvido, o objetivo da primeira propagação foi determinar o número mínimo de órbitas necessárias para garantir resultados da fração de comunicação com um erro aceitavelmente pequeno. Para isso, foram realizadas diversas propagações variando a inclinação entre 30, 50 e 98 graus, e o número de órbitas entre 50 e 525. Os resultados foram consolidados em um único gráfico na Figura 8. A análise dos resultados revelou que, independentemente da inclinação, a média da fração de comunicação exibe um comportamento assintótico após atingir cerca de 300 órbitas. Portanto, todas as otimizações subsequentes de otimização foram realizadas utilizando este número de órbitas.

Figura 8 – Fração de comunicação pelo número de órbitas

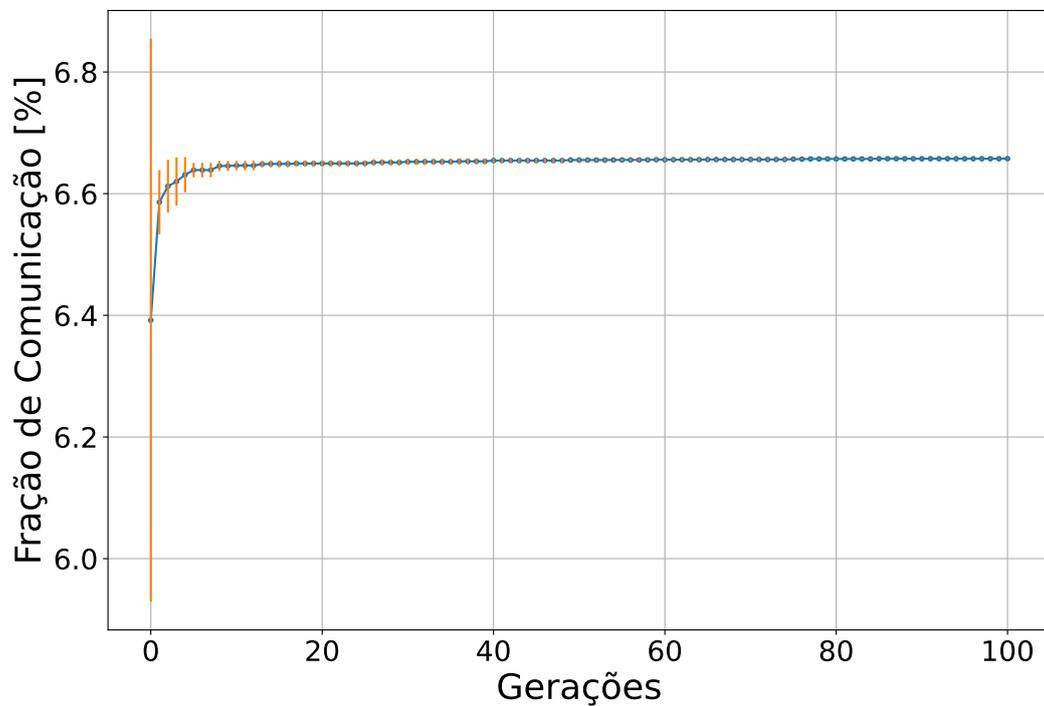


Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

4.2.1 Análise com uma variável e um satélite

Na primeira otimização, o semieixo maior (SMA) é fixado em 6800 km e apenas a inclinação da órbita foi utilizada como variável de otimização, assim como demonstrado na Tabela 2 e com os limites da Tabela 3. Foram realizadas dez otimizações utilizando o algoritmo genético e a evolução da melhor solução de cada uma das otimizações é ilustrada na Figura 9. Com 100 gerações já é possível visualizar a convergência das otimizações, sendo a melhor inclinação $178,5^\circ$ que resulta numa fração de comunicação de 6,6%.

Figura 9 – Evolução da melhor solução para o caso de uma variável

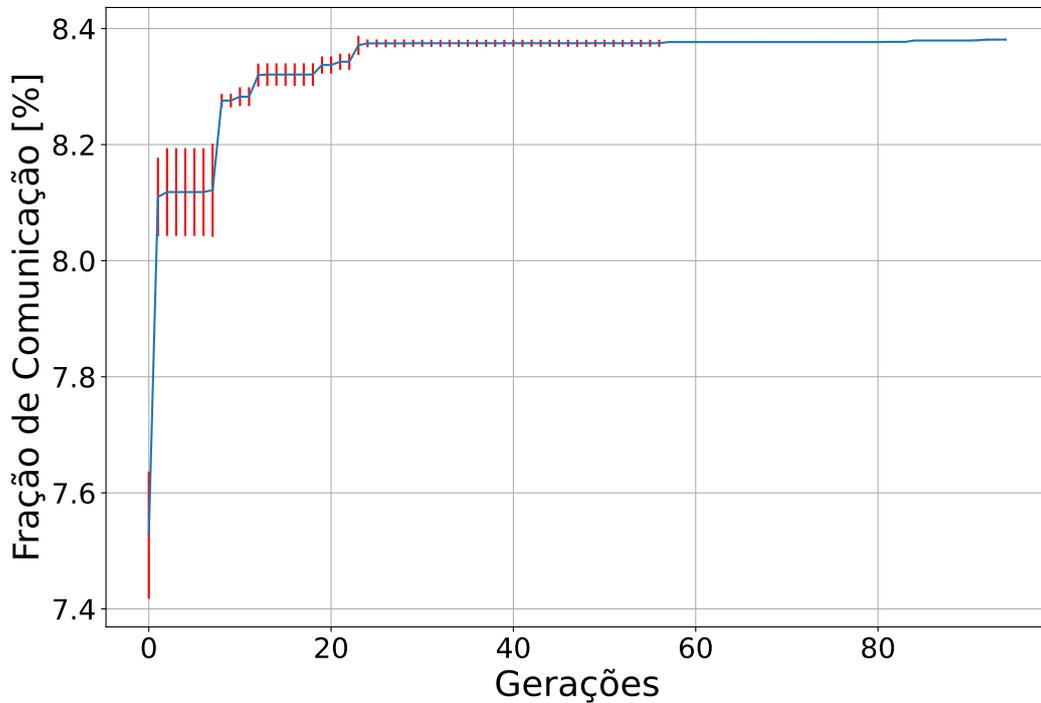


Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

4.2.2 Análise com duas variáveis e um satélite

Seguindo com os casos citados na Tabela 2, a segunda análise possui duas variáveis, sendo elas a inclinação e o semieixo maior (SMA). A evolução da melhor solução está representada na Figura 10 de modo que a linha representa a média das 10 otimizações e as barras o desvio padrão. Como esperado, o desvio padrão tende a diminuir com o aumento do número de gerações, o que indica a convergência de todas as dez otimizações desempenhadas. Para essa análise o resultado do algoritmo genético foi uma fração de comunicação de 8,37% para uma inclinação de $179,90^\circ$ e um SMA de 7199,84 km

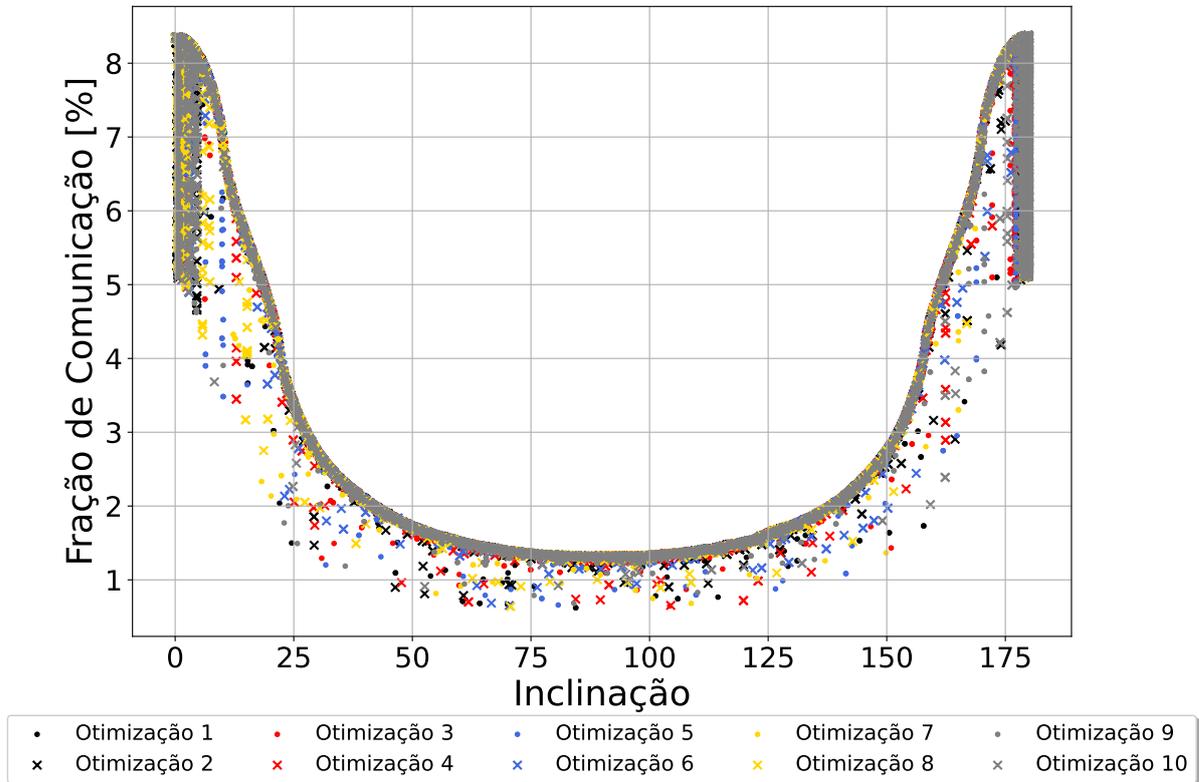
Figura 10 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso de duas variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

Na Figura 11 está ilustrado a relação entre a inclinação e a fração de comunicação dos indivíduos avaliados pelo algoritmo genético. Observa-se uma simetria em torno de 90° , pois para ângulos maiores as órbitas se tornam retrógradas em relação à valores menores que 90° . Devido à localização da antena em solo ser muito próxima à linha do Equador, os pontos ótimos tendem a 0° e 180° , por isso, o algoritmo genético realiza uma menor varredura em inclinações próximas de 90° e se concentra em inclinações que possuem um melhor resultado da função objetivo.

Figura 11 – Relação entre inclinação e fração de comunicação do caso de duas variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

4.2.3 Análise com três variáveis e dois satélites

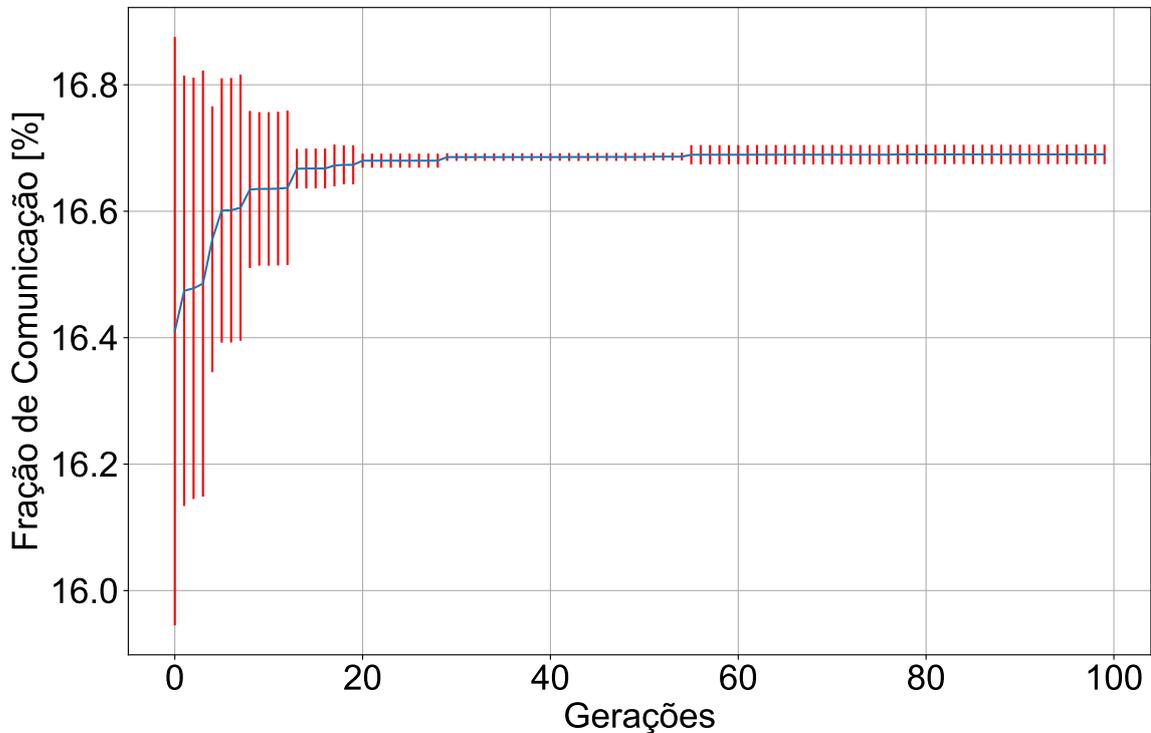
Para o terceiro caso da Tabela 2, o primeiro com mais de um satélite, foram utilizadas como variáveis de otimização a inclinação, o semieixo maior (SMA) e a longitude do nó ascendente do satélite 2 (Raan2), já a longitude do nó ascendente do satélite 1 (Raan1) é fixada em 0° . Assim como no caso anterior, a média das evoluções da melhor solução são representadas com a linha e o desvio padrão é representado pelas barras na Figura 12.

Nas primeiras gerações, o desvio padrão é significativamente maior quando comparado a casos anteriores com menos variáveis, isso indica que o algoritmo genético enfrenta maior dificuldade enquanto busca por uma solução melhor em todo o domínio de busca. Com o passar das gerações, esse desvio padrão diminui apenas por volta da trigésima geração. Ou seja, a convergência ocorre mais tardiamente em comparação com casos anteriores, que apresentaram melhores resultados na décima e vigésima geração, respectivamente.

Este caso demonstra uma convergência para uma fração de comunicação de 16,7% para uma inclinação de 0° , um SMA de 7199 km e um Raan2 de 204° . Apesar de possuir um valor específico para Raan2, a função objetivo demonstra

um comportamento extremamente plano, logo, existem diversos valores que geram resultados muito próximos.

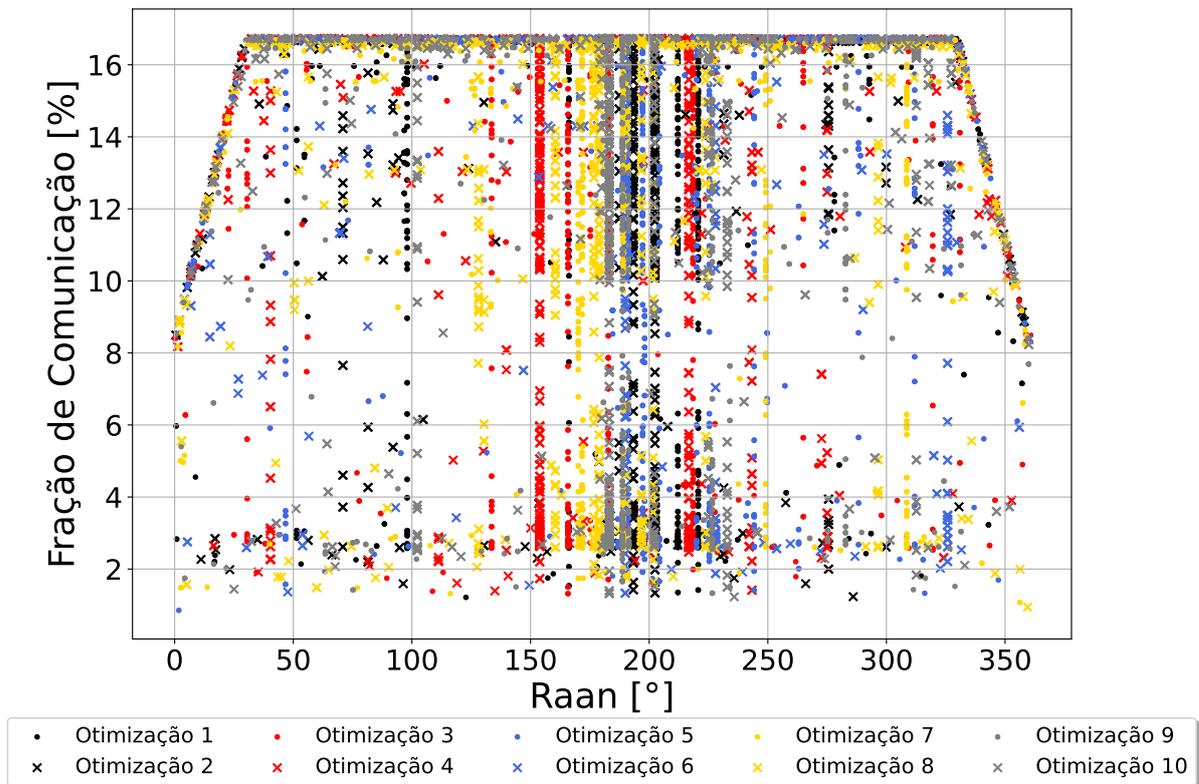
Figura 12 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso com três variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

Na Figura 13 tem-se a relação entre o Raan2 de todas as 10 otimizações e a fração de comunicação, um *plateau* é evidente na solução, isso porque para diversos valores de Raan2 observa-se o máximo da fração de comunicação. Apenas nos intervalos de 0° a 30° e 330° a 360° tem-se valores menores, isso porque com esses valores de Raan2, os dois satélites estão simultaneamente na visada da estação e isso caracteriza apenas uma comunicação válida. Os pontos intermediários são resultado da interações das variáveis de otimização.

Figura 13 – Relação entre Raan2 e fração de comunicação

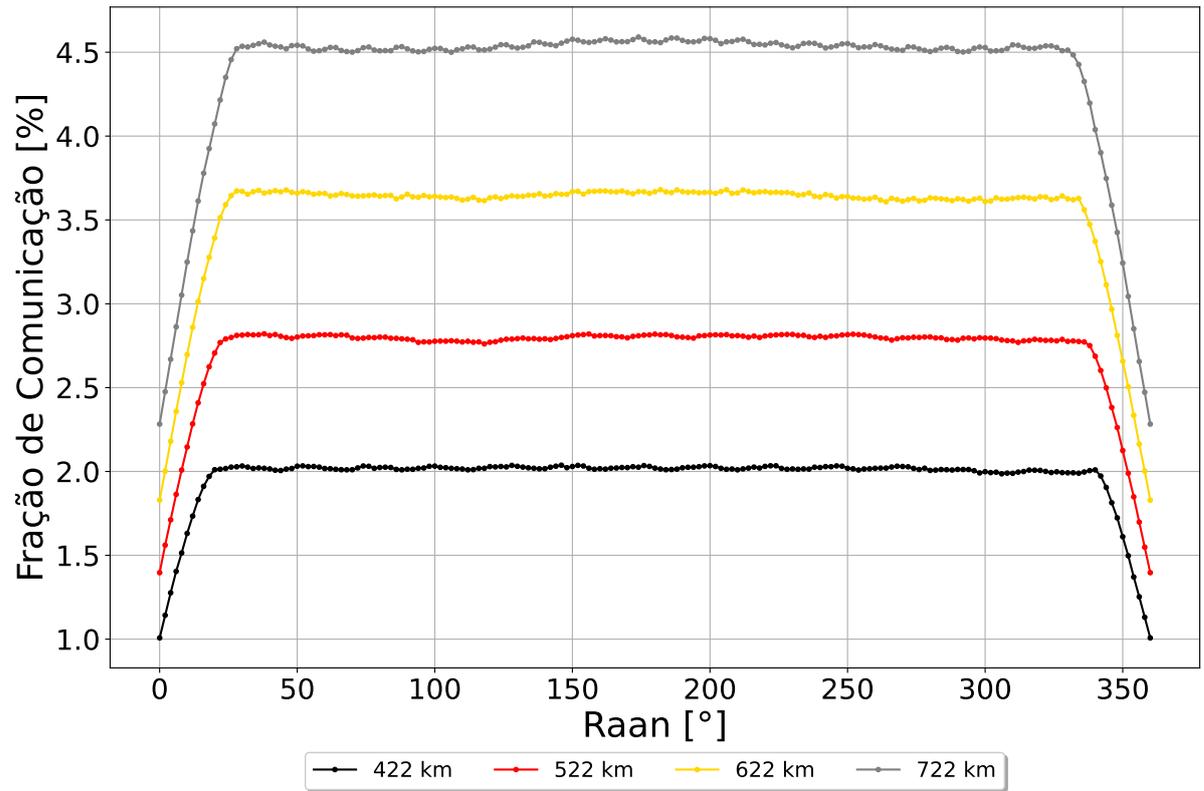


Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

Para analisar a influência do semieixo maior (SMA) e, conseqüentemente, da altitude da órbita na fração de comunicação, mais uma análise foi realizada, desta vez utilizando uma inclinação fixa de 30° e a altitude da órbita variando com valores de 422, 522, 622 e 722 quilômetros. Os resultados estão na Figura 14, nela é observada uma relação entre a altitude da órbita e a fração de comunicação, isso porque o aumento da altitude de um satélite amplia seu campo de visão, como ilustrado na Figura 2. Com uma órbita mais alta, o cone de visada da estação terrestre se expande, cobrindo uma área maior, isso permite que a comunicação entre o satélite e a estação de solo abranja uma região mais ampla, essa relação é ilustrada na Figura 15.

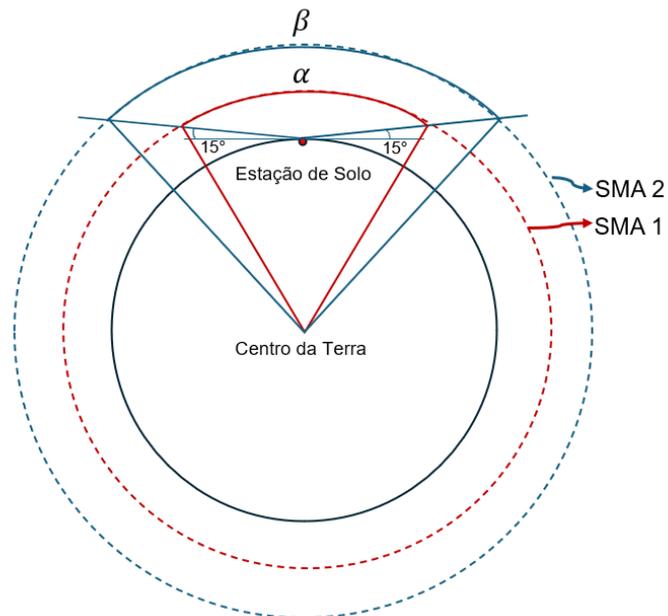
O aumento do semieixo maior (SMA) de um satélite proporciona um comprimento de arco referente à sua trajetória maior. Nesse cenário, é possível afirmar que $\frac{\beta}{360} > \frac{\alpha}{360}$, em função da relação de proporcionalidade entre esses ângulos e a medida dos arcos. Além disso, do ponto de vista físico, o aumento do SMA causa uma diminuição da velocidade orbital e um aumento do período orbital. No entanto, o comprimento do arco percorrido é maior. Combinando todos esses fatores, a fração de tempo em que o satélite está em comunicação com uma determinada área da Terra aumenta.

Figura 14 – Influência do semieixo maior



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

Figura 15 – Exemplo de visada da estação de solo

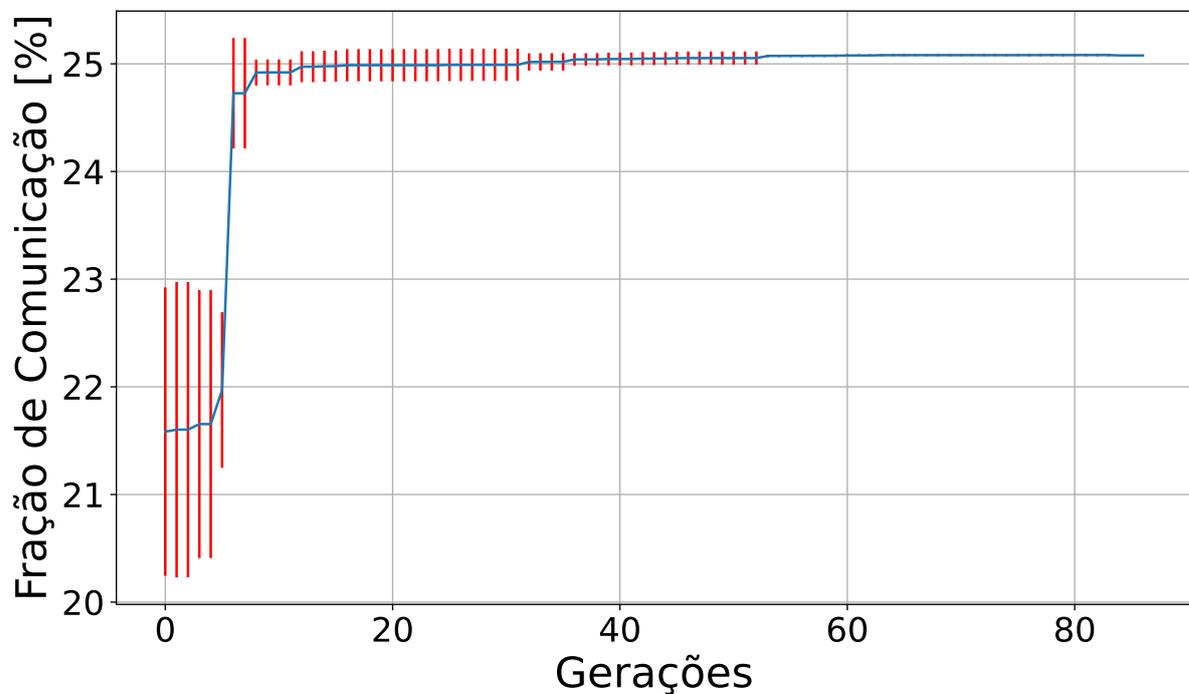


Fonte: Autor

4.2.4 Análise com quatro variáveis e três satélites

Para o último caso analisado, a otimização foi realizada com três satélites e quatro variáveis de otimização: inclinação, semieixo maior (SMA), longitude do nó ascendente do satélite dois (Raan2) e longitude no nó ascendente do satélite três (Raan3), como descrito na Tabela 2. A média da evolução da melhor solução e o desvio padrão estão ilustrados na Figura 16, observa-se um grande desvio padrão nas primeiras gerações e por conta do número de variáveis, o desvio torna-se pequeno apenas próximo à geração cinquenta. Este caso apresenta uma convergência para uma fração de comunicação de 25% para uma inclinação de 0° , um semieixo maior de 7199 km, um Raan2 de 177° e um Raan3 de 309° .

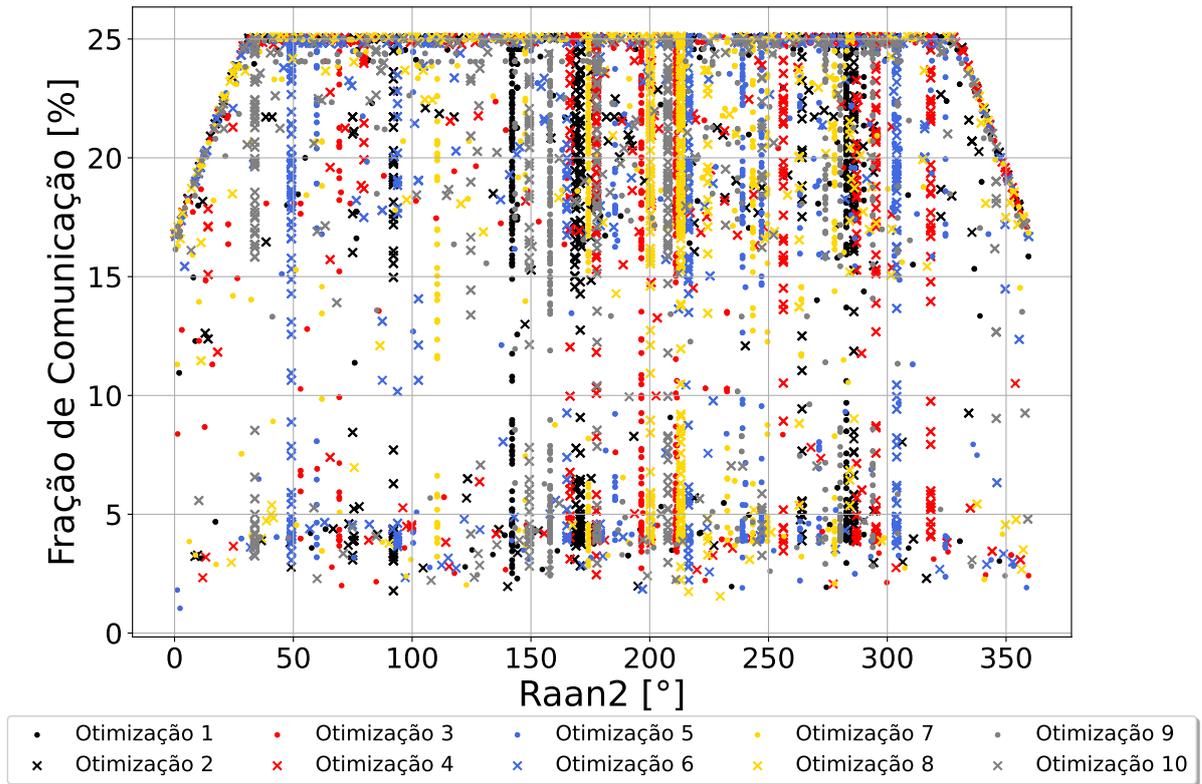
Figura 16 – Gráfico da evolução da melhor solução para o caso com quatro variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

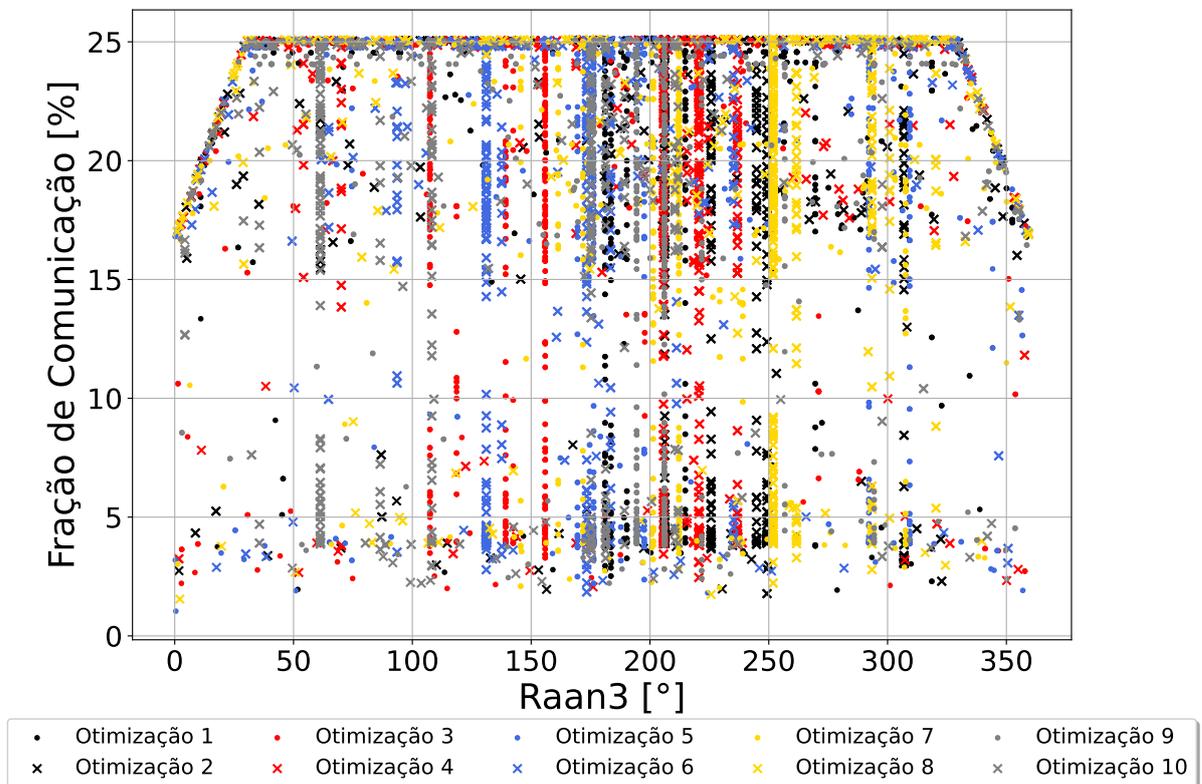
Para analisar as relações do Raan2 e Raan3 com a fração de comunicação, primeiramente são apresentadas a relação do Raan2 com a fração de comunicação na Figura 17 e a relação do Raan3 com a fração de comunicação na Figura 18. Ambas possuem comportamento semelhante de modo que nos intervalos de 0° a 30° e 330° a 360° a fração de comunicação demonstra resultados menores por causa da zona de interferência com o satélite um que é fixo em 0° . Fora dessa zona, os resultados máximos são próximos a 25% e os pontos que apresentam resultados inferiores são resultado da interação entre os satélites dois e três.

Figura 17 – Relação entre Raan2 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis



Fonte: Autor

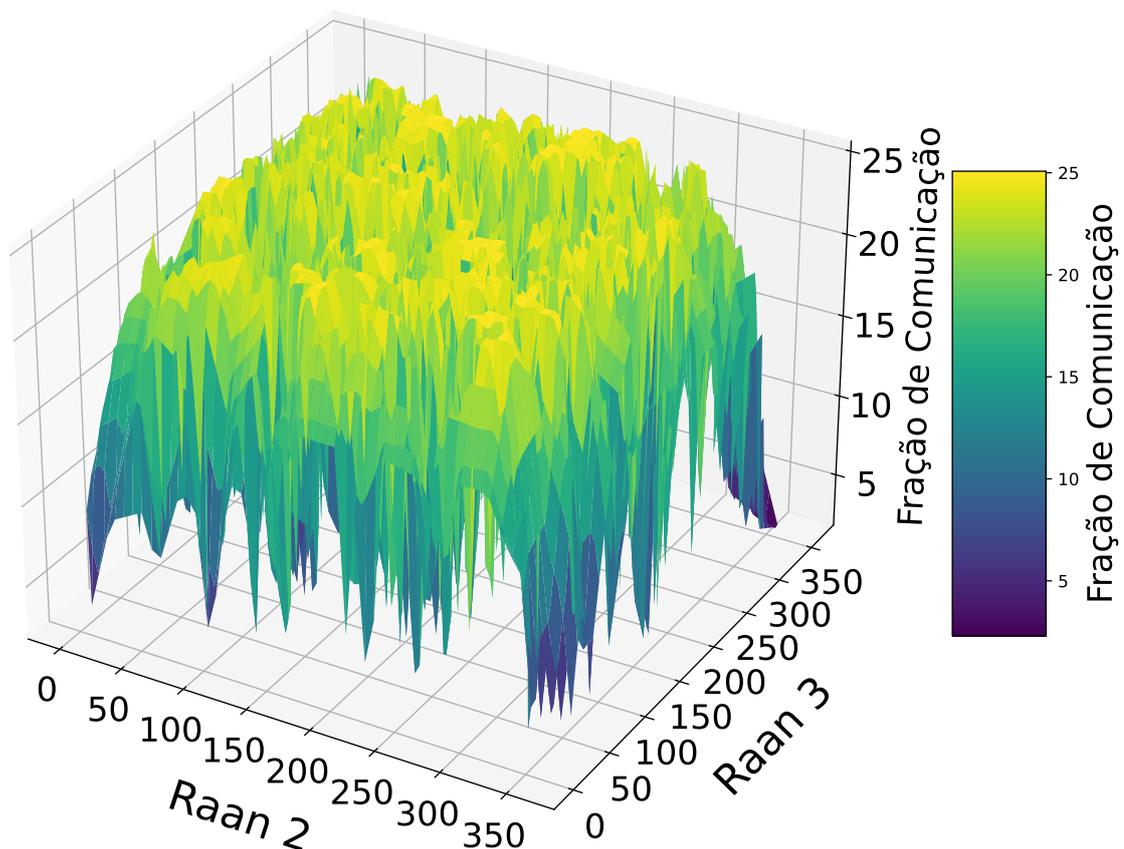
Figura 18 – Relação entre Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis



Fonte: Autor

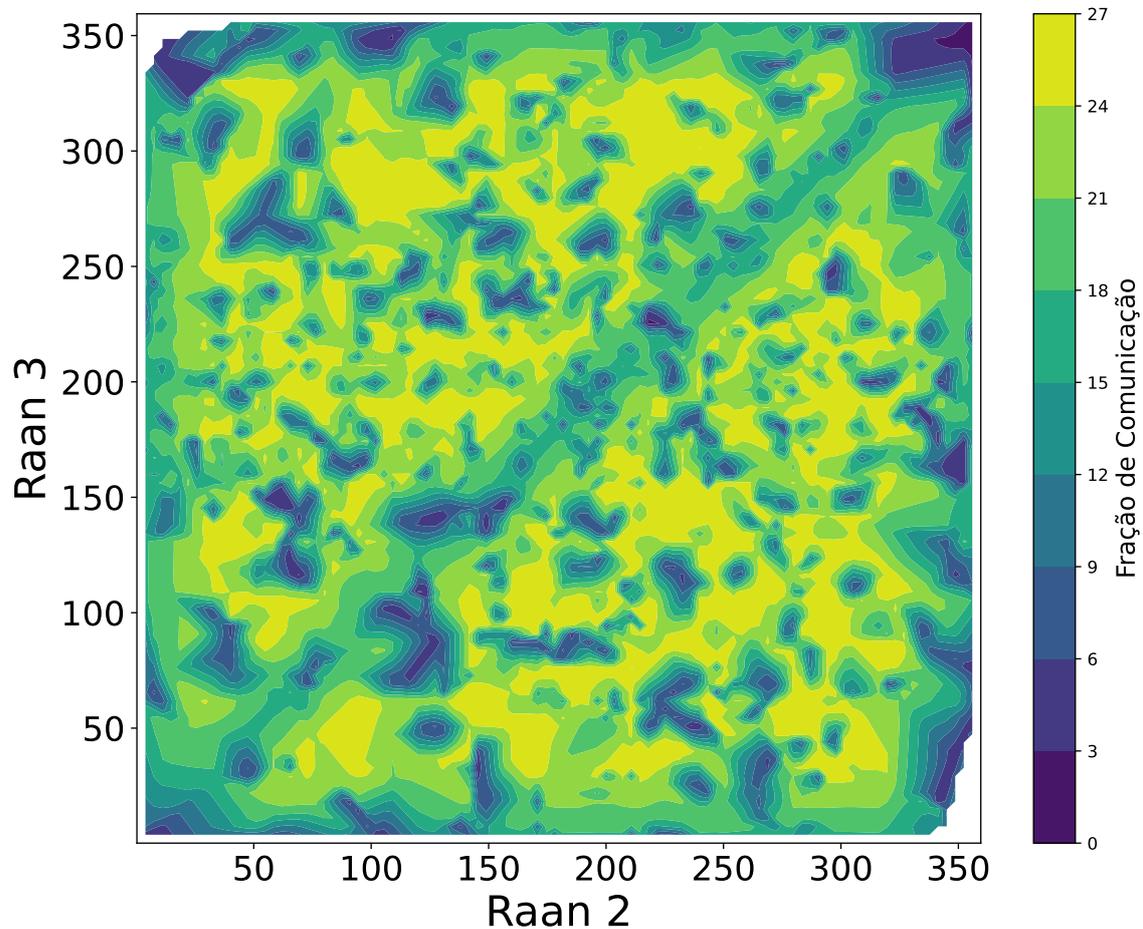
Unindo os gráficos das Figuras 17 e 18, são geradas uma superfície e uma projeção horizontal a partir desta superfície, ilustradas nas Figuras 19 e 20, respectivamente. A partir dela, observa-se que existem diversas áreas onde a função objetivo apresenta valores mínimos, indicados pela coloração mais escura, e valores máximos, indicados pela coloração mais clara, representando os ótimos locais. Além disso, nota-se na projeção no plano horizontal uma diagonal onde o valor da fração de comunicação é inferior. Isso ocorre porque satélites com o mesmo valor de Raan executam uma única comunicação válida. Nas extremidades do domínio explorado, a função apresenta valores mínimos. Por fim, é importante ressaltar que parte dos pontos escuros é resultado do algoritmo genético não varrer corretamente certas regiões.

Figura 19 – Relação entre Raan2, Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

Figura 20 – Projeção horizontal da relação entre Raan2, Raan3 e fração de comunicação no caso de quatro variáveis



Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

4.2.5 Comparando resultados

Todos os resultados dos casos analisados estão reunidos na Tabela 6. As otimizações indicam que a inclinação ótima para a comunicação é próximo de zero ou 180° , por causa da localização da estação de solo. Adicionalmente, o semieixo maior ótimo para a comunicação sempre tende ao limite superior, evidenciado pela Figura 14.

Já para a longitude do nó ascendente a otimização demonstra que só é necessário estar fora da zona de interferência podendo variar livremente e, por conta disso, não é uma variável que vale a pena ser utilizada na função objetivo. Além disso, observa-se que aumentar o número de satélites melhora o tempo de comunicação quase que proporcionalmente, logo é possível reduzir o custo computacional da otimização se for utilizado apenas o semieixo maior e a inclinação como variáveis de otimização.

Tabela 6 – Compilado dos resultados das otimizações

Caso	1	2	3	4
Número de variáveis	1	2	3	4
Número de satélites	1	1	2	3
Fração de comunicação	6,6%	8,37%	16,7%	25%
Inclinação	178,5°	179,9°	0°	0°
SMA	6800 km	7199 km	7199 km	7199 km
Altitude de órbita	422 km	522 km	622 km	722 km
Raan1	0°	0°	0°	0°
Raan2	–	–	204°	177°
Raan3	–	–	–	309°

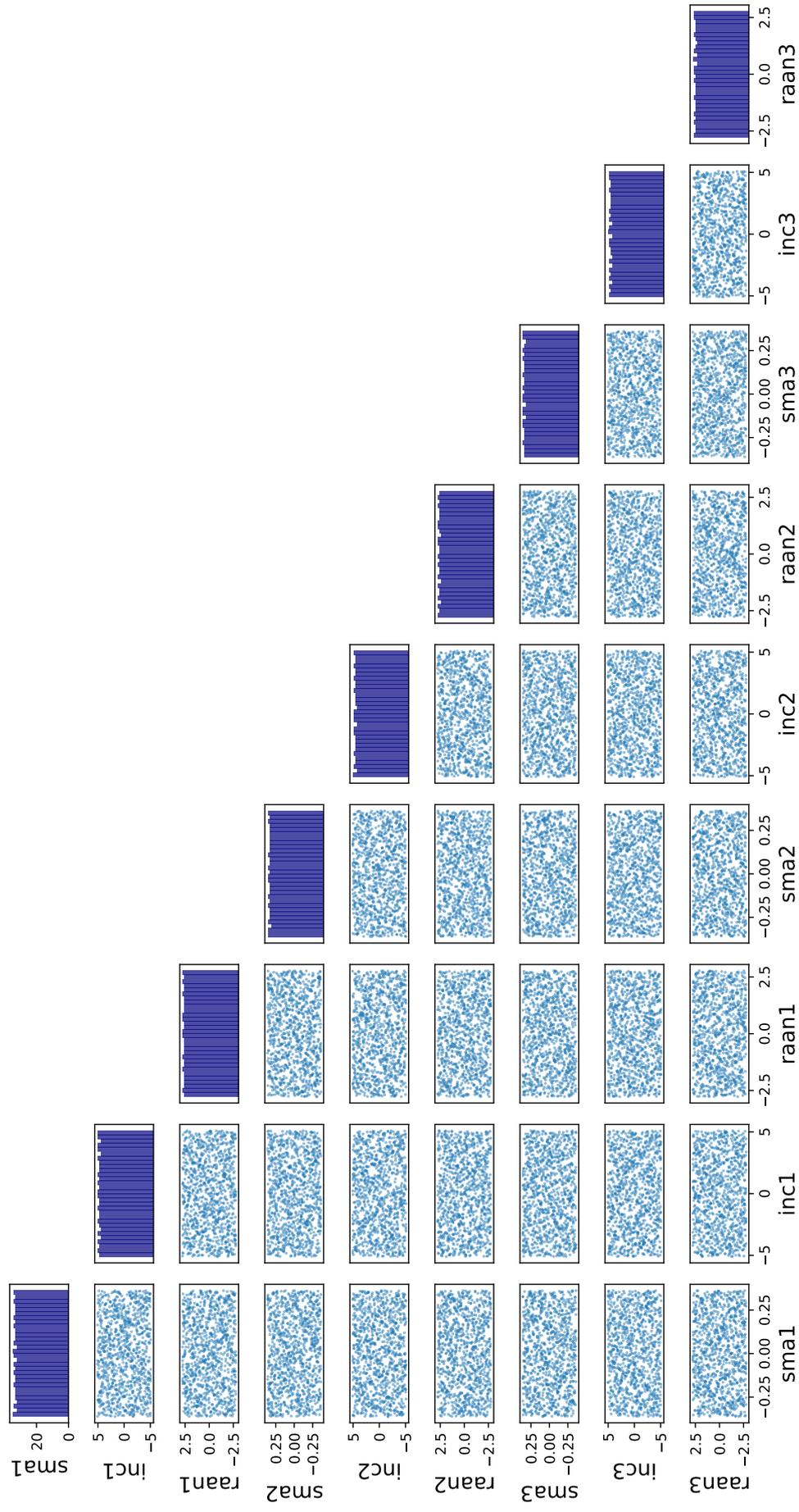
Fonte: Adaptado de (GOMES et al., 2023)

4.3 RESULTADOS DA ANÁLISE DE SENSIBILIDADE

Na Figura 21, está ilustrada a dispersão realizada utilizando o método de amostragem *latin hypercube*. Observa-se que apesar de haver algumas regiões não devidamente exploradas, a dispersão se mostra eficiente por todo o domínio, garantindo que os pontos amostrais estejam distribuídos de maneira representativa em todo o espaço das variáveis. Essa uniformidade na distribuição é crucial para uma análise robusta, pois assegura que todas as regiões do domínio sejam adequadamente exploradas. Além disso, a partir dos histogramas na diagonal principal pode-se inferir que não há concentração de valores em nenhuma parte específica do intervalo, sugerindo uma distribuição uniforme.

A partir dos resultados das propagações, foi gerada uma matriz de dispersão, Figura 22, nela cada satélite possui uma cor, preto, vermelho e verde sendo o satélite um, dois e três, respectivamente. Observa-se que a inclinação e longitude do nó ascendente não possuem uma tendência, visto que os resultados dos parâmetros de número de passagens em que há comunicação, o tempo de contato e a média de comunicação estão espalhados por todo o domínio.

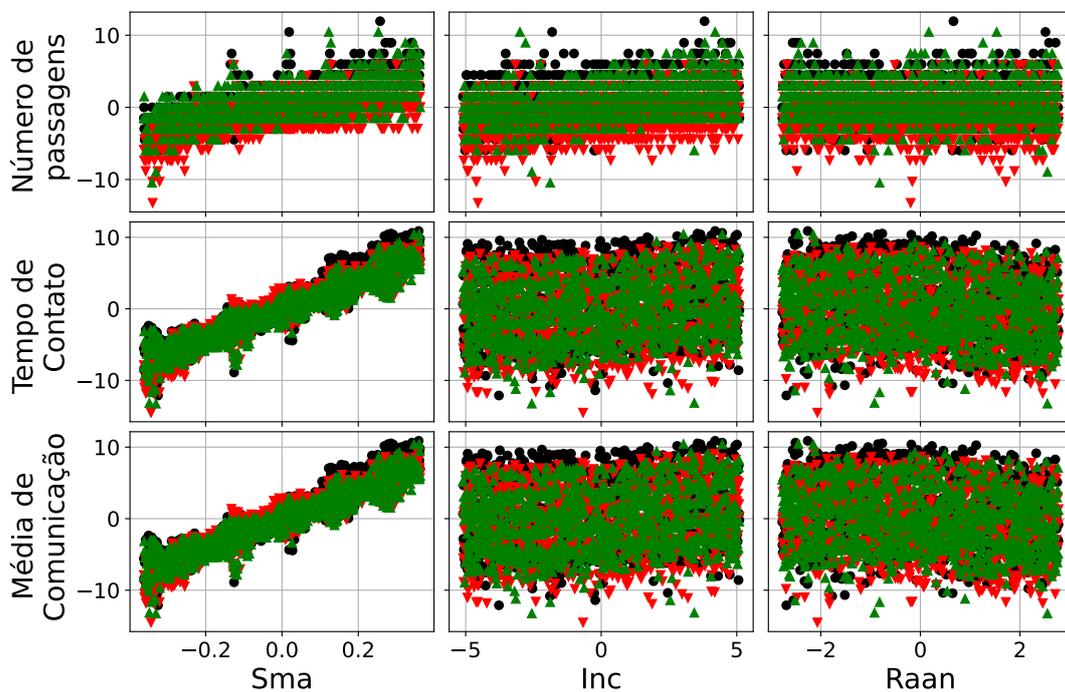
Figura 21 – Gráfico da dispersão do Latin Hypercube



Fonte: Autor

Já para o semieixo maior observa-se uma tendência no tempo de comunicação e a média de comunicação, visto que uma variação pequena de $\pm 0,4\%$ no semieixo maior causa uma variação de até $\pm 10\%$ nesses parâmetros de comunicação. Além disso, a inclinação e a longitude do nó ascendente influenciam causando uma variação de $\pm 2,5\%$, impedindo que se formasse uma linha única. Quanto ao número de passagens, observa-se também uma tendência, porém desta vez mais fraca, com uma variação de $\pm 5\%$

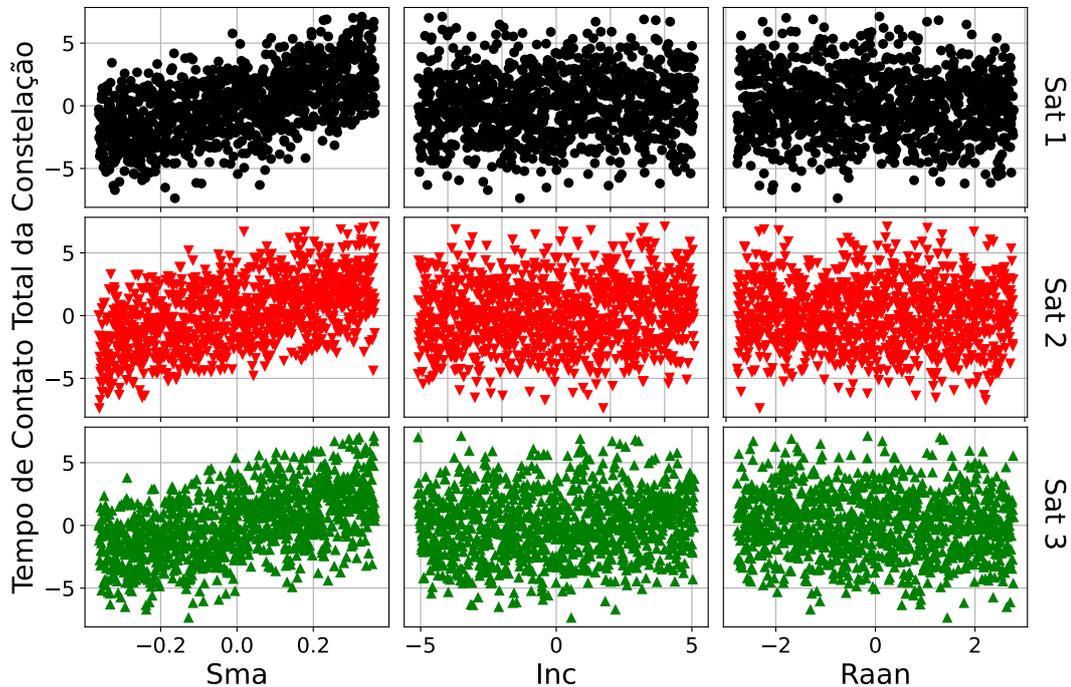
Figura 22 – Matriz de dispersão



Fonte: Autor

Para a análise do tempo de contato total da constelação foi gerada uma matriz de dispersão, desta vez relacionando o semieixo maior, inclinação e a longitude do nó ascendente de cada um dos satélites com o tempo de contato total da constelação, nota-se que os resultados concentram-se no centro, isso é, a influência no tempo de contato total da constelação não é forte. Assim como na Figura 22, o semieixo maior demonstra uma tendência um pouco mais clara, isso é, a variação de $\pm 0,4\%$ causa uma variação de $\pm 6\%$ no tempo de contato total.

Figura 23 – Relação do tempo de contato total com as variáveis de órbita



Fonte: Autor

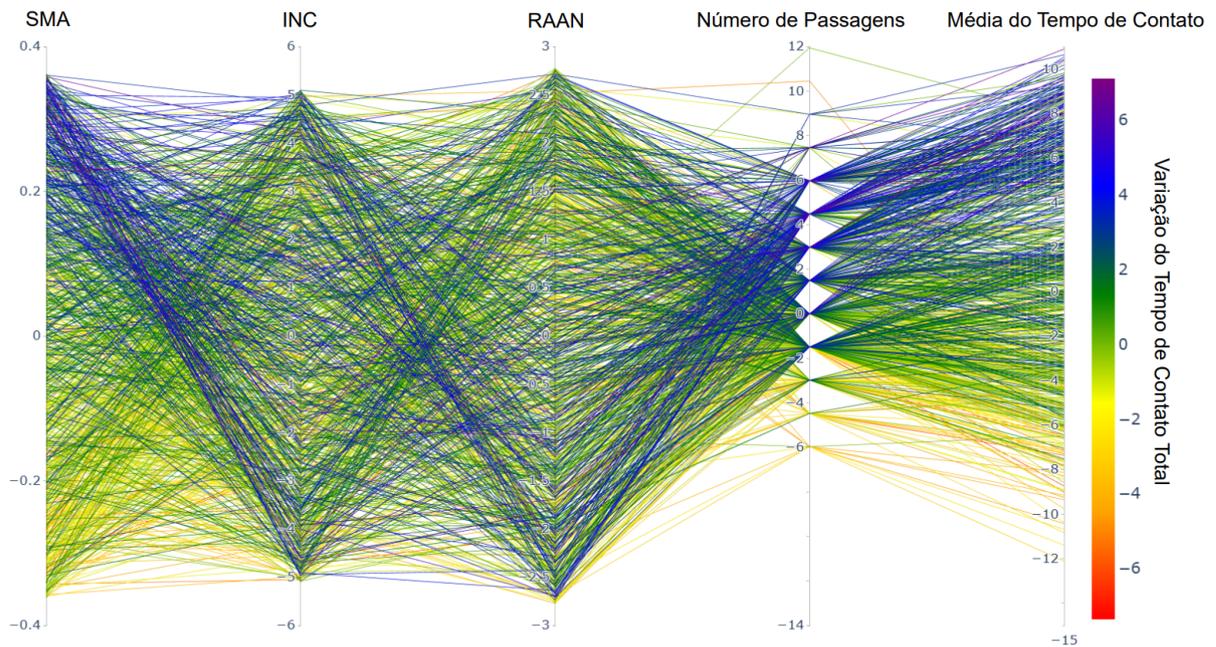
De modo a identificar as relações entre os parâmetros de comunicação, foi utilizada a estratégia das coordenadas paralelas, que permite a visualização eficaz para explorar relações multidimensionais entre diferentes variáveis e identificar padrões. Os três satélites foram analisados separadamente para melhorar a visualização. Os eixos, que possuem os mesmos limites, representam a variação do semieixo maior (SMA), da inclinação (Inc), da longitude do nó ascendente (Raan), do número de passagens e da média do tempo de comunicação, respectivamente. Adicionalmente, foi utilizado um esquema de cores para identificar a variação do tempo de contato total da constelação. O eixo que representaria o tempo de comunicação do satélite foi omitido, pois possui uma relação direta com a média do tempo de comunicação, não agregando valor adicional à análise.

Para o primeiro satélite, representado na Figura 24, observa-se uma correlação entre o semieixo maior (SMA) e a inclinação (Inc), onde valores mais altos de SMA tendem a se associar a valores mais baixos de inclinação. Além disso, os dados são bem dispersos entre os eixos de número de passagens e média do tempo de contato. O satélite dois, representado na Figura 25, apresenta um padrão muito semelhante ao do satélite um, embora tenda a um menor número de passagens, a média do tempo de contato não é afetada na mesma magnitude. O satélite três, representado na Figura 26, demonstra uma distribuição muito próxima ao satélite um. Observa-se que todos

os três satélites possuem uma consistência geral, sugerindo que se comportam de maneira similar em termos dos parâmetros de comunicação. Além disso, a distribuição da variação do tempo de contato total da constelação é bem consistente.

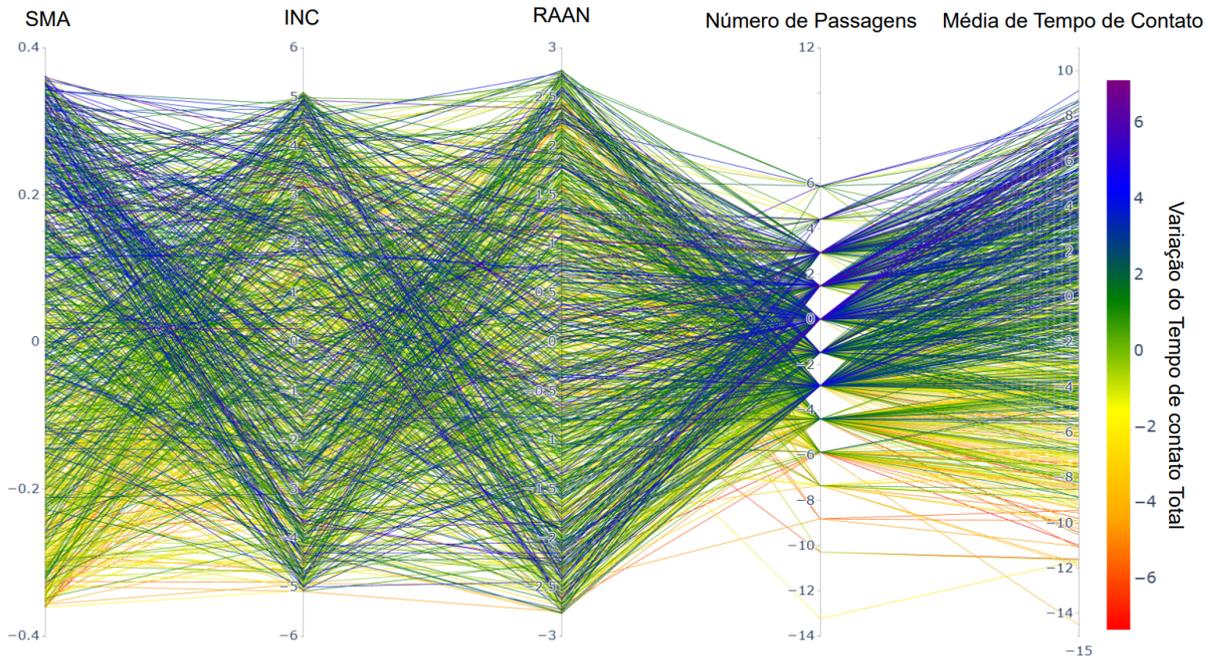
Os gráficos de coordenadas paralelas revelaram entendimentos importantes sobre os parâmetros de comunicação dos três satélites da Constelação Catarina. Foi observada uma correlação entre o semieixo maior (SMA) e a inclinação (Inc), indicando que valores mais altos de SMA tendem a estar associados a valores mais baixos de inclinação. Além disso, os dados mostraram uma dispersão significativa nos eixos de número de passagens e média do tempo de contato, sugerindo variabilidade nessas variáveis entre os satélites. A análise das cores utilizadas também destacou que a variação do tempo de contato total da constelação tende a concentrar-se em valores próximos de zero e 4, associados às cores verde e azul, respectivamente. Esses resultados fornecem uma base sólida para entender o comportamento dos satélites em termos de comunicação e contribuem para futuras otimizações da constelação.

Figura 24 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 1



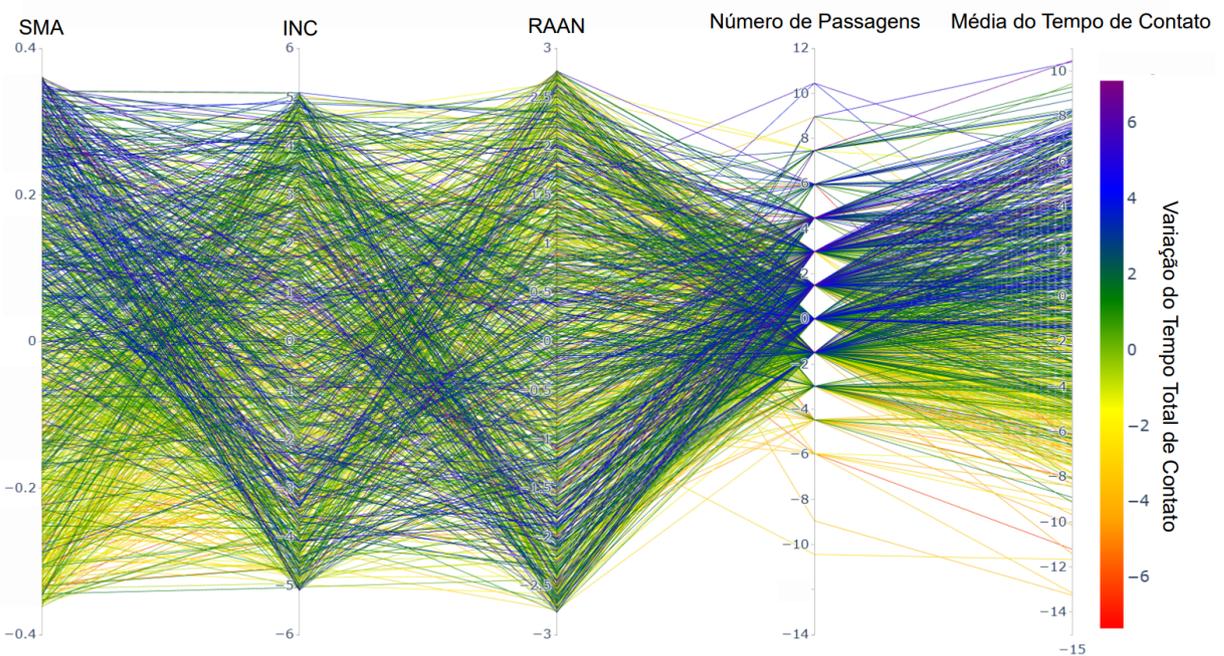
Fonte: Autor

Figura 25 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 2



Fonte: Autor

Figura 26 – Gráfico de coordenadas paralelas do satélite 3



Fonte: Autor

Em suma, a análise de sensibilidade demonstra que o semieixo possui uma maior influência nos parâmetros de comunicação, visto que uma variação de 0,8% causa uma variação de 25% no tempo de contato e na média de comunicação e um pouco mais de 20% no número de passagens. Já a inclinação e a longitude do nó ascendente não possuem uma tendência clara. Avaliando o tempo de contato total da

constelação observa-se que o semieixo maior continua demonstrando uma tendência, visto que a variação de 0,8% resulta numa variação de aproximadamente 14%. Assim como nos outros parâmetros, a inclinação e a longitude do nó ascendente não possuem tendências. Adicionalmente, observa-se nos gráficos de coordenadas paralelas que variações mais altas de semieixo maior possuem uma tendência de se associar a valores menores de inclinação, e o oposto também acontece.

5 CONCLUSÕES

Neste trabalho, foram realizados um estudo sobre otimização de órbita para a comunicação e uma análise de sensibilidade para a missão da Constelação Catarina, esta que é uma parceria da Universidade Federal de Santa Catarina com o Serviço Nacional de Aprendizagem Industria com participação do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e que possui como objetivo o desenvolvimento, fabricação e lançamento de uma constelação de nanossatélites para demonstração de tecnologia. O principal objetivo foi maximizar o tempo de contato total da constelação de nanossatélites e avaliar como perturbações nos parâmetros de entrada - semieixo maior, inclinação e longitude do nó ascendente - afetam o número de passagens dos satélites, o tempo de contato de cada satélite individualmente, assim como o da constelação como um todo.

A otimização da órbita foi realizada utilizando um algoritmo genético com uma população de vinte indivíduos, uma taxa de mutação aleatória de 10%, um elitismo de três indivíduos, cruzamento de ponto único e um máximo de cem gerações. Foram investigados quatro casos distintos: no primeiro caso, a única variável de otimização foi a inclinação orbital; no segundo caso, foram otimizadas a inclinação e o semieixo maior; no terceiro caso, foram consideradas a inclinação, o semieixo maior e a longitude do nó ascendente do segundo satélite; e no quarto caso, as variáveis de otimização foram a inclinação, o semieixo maior, a longitude do nó ascendente do segundo satélite e a longitude do nó ascendente do terceiro satélite. Os resultados obtidos foram: inclinação de $178,5^\circ$, inclinação de $179,90^\circ$ e SMA de 7199,84 km, inclinação de 0° , SMA de 7199 km e um Raan2 de 204° e, por fim, inclinação de 0° , SMA de 7199 km, Raan2 de 177° e Raan3 de 309° .

Os resultados indicam que, devido à localização da estação de solo, inclinações próximas da linha do Equador apresentam um maior tempo de contato. Quanto ao semieixo maior, altitudes mais elevadas resultam em uma melhor fração de comunicação. A longitude do nó ascendente mostrou-se crucial para evitar zonas de interseção, onde dois satélites estariam próximos o suficiente para comunicar simultaneamente. Adicionalmente, conclui-se ser possível fazer a propagação para apenas um satélite e multiplicar o valor da fração de comunicação pelo número de satélites, garantindo apenas que o espaçamento mínimo seja respeitado.

A análise de sensibilidade foi conduzida para avaliar como variações em parâmetros como o semieixo maior, a inclinação e a longitude do nó ascendente afetam os parâmetros de comunicação. As perturbações, realizadas utilizando o método *Latin hypercube*, foram de ± 25 quilômetros para o semieixo maior, ± 5 graus para a inclinação

e ± 10 graus para a longitude do nó ascendente, tais perturbações representam $\pm 0,4\%$, $\pm 5\%$ e $\pm 3\%$, respectivamente e resultaram em variações absolutas de 20% no número de passagens, 25% no tempo de contato e 25% na média de comunicação. Além disso, indicam que o semieixo maior possui uma influência superior, quando comparada aos outros dois parâmetros que foram perturbados e quanto à inclinação e a longitude do nó ascendente, não há tendência quanto aos parâmetros de comunicação.

As implicações práticas deste estudo são significativas para o planejamento de missões espaciais, tendo em vista que por se tratar de um campo que envolve tecnologia de ponta e os custos são muito elevados, faz-se necessário a simulação dos cenários possíveis para comprovar que o objetivo da missão pode ser atingido e para validações no processo de desenvolvimento.

No entanto, este estudo apresenta algumas limitações, como não considerar para onde a antena do satélite está apontando, não considerar o tempo mínimo de comunicação para ser considerada válida. Para trabalhos futuros, sugere-se adicionar ao código o controle de atitude, para que seja possível ter a informação do apontamento da antena, adicionar também um módulo para tratar exclusivamente da comunicação do satélite e, por fim, adicionar uma segunda estação de solo na análise.

REFERÊNCIAS

- ABDELKHALIK, O.; GAD, A. Optimization of space orbits design for earth orbiting missions. **Acta Astronautica**, v. 68, n. 7, p. 1307–1317, 2011. ISSN 0094-5765. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576510003796>.
- ANDRADOTTIR, S. A review of simulation optimization techniques. In: **1998 Winter Simulation Conference. Proceedings (Cat. No.98CH36274)**. [S.l.: s.n.], 1998. v. 1, p. 151–158 vol.1.
- BALDUCCI, M.; JONES, B.; DOOSTAN, A. Orbit uncertainty propagation and sensitivity analysis with separated representations. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 129, n. 1, p. 105–136, 2017. ISSN 1572-9478. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/s10569-017-9767-7>.
- BALLARD, A. Rosette constellations of earth satellites. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, AES-16, n. 5, p. 656–673, 1980.
- 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.
- BOUWMEESTER, J.; GUO, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. **Acta Astronautica**, v. 67, n. 7, p. 854–862, 2010. ISSN 0094-5765. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576510001955>.
- CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; MALPHRUS, B. **CubeSat Handbook: From Mission Design to Operations**. [S.l.: s.n.], 2020. ISBN 9780128178843.
- CARDOZO, R. et al. Orbit analysis for a nanosatellite constellation: A catarina constellation's case study. In: . [S.l.: s.n.], 2022.
- CENTER, G. S. F. **General Mission Analysis Tool**. 2024. Disponível em: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>.
- CONFESSORE, G.; DI GENNARO, M.; RICCIARDELLI, S. A genetic algorithm to design satellite constellations for regional coverage. In: FLEISCHMANN, B. et al. (Ed.). **Operations Research Proceedings**. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2001. p. 35–41. ISBN 978-3-642-56656-1.
- CURTIS, H. **Orbital Mechanics: For Engineering Students**. Elsevier Science, 2015. (Aerospace Engineering). ISBN 9780080470542. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=6aO9aGNBAgIC>.
- DONATI, D. C. X. et al. Mission design of catarina constellation's fleet a: A system engineering case study. In: . [S.l.: s.n.], 2022.
- DORIGO, M.; BIRATTARI, M.; STUTZLE, T. Ant colony optimization. **IEEE Computational Intelligence Magazine**, v. 1, n. 4, p. 28–39, 2006.

ELY, T. A.; CROSSLEY, W. A.; WILLIAMS, E. A. Satellite constellation design for zonal coverage using genetic algorithms. **The Journal of the Astronautical Sciences**, v. 47, n. 3, p. 207–228, 1999. ISSN 2195-0571. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/BF03546200>.

ESA. **NASA Science Space place**. 2024. Disponível em: https://www.esa.int/Enabling_Support/Preparing_for_the_Future/Space_for_Earth/Space_for_health/Satellite_communications.

EVANS, B. G. et al. 1945–2010: 65 years of satellite history from early visions to latest missions. **Proceedings of the IEEE**, v. 99, n. 11, p. 1840–1857, 2011.

GAD, A. F. **PyGAD: An Intuitive Genetic Algorithm Python Library**. 2021.

GHAREHCHOPOGH, F. S.; GHOLIZADEH, H. A comprehensive survey: Whale optimization algorithm and its applications. **Swarm and Evolutionary Computation**, v. 48, p. 1–24, 2019. ISSN 2210-6502. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2210650218309350>.

GOLDBERG, D.; GOLDBERG, V. **Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning**. Addison-Wesley, 1989. (Addison Wesley series in artificial intelligence). ISBN 9780201157673. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=2IIJAAAACAAJ>.

GOLDBERG, D. E.; DEB, K. A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms. In: RAWLINS, G. J. (Ed.). Elsevier, 1991, (Foundations of Genetic Algorithms, v. 1). p. 69–93. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780080506845500082>.

GOMES, G. P. et al. Optimizing communication for catarina constellation's nanosatellites. In: . [S.l.: s.n.], 2023.

HEIDT, M. et al. Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. 01 2000.

HESAR, S. G.; SCHEERES, D. J.; MCMAHON, J. W. Sensitivity analysis of the osiris-rex terminator orbits to maneuver errors. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 40, n. 1, p. 81–95, 2017. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.G002058>.

JOTHA, L. d. S. **ESTAÇÃO MULTIMIÇÃO DE NATAL - MANUAL TÉCNICO**. [S.l.], 2020.

JUNEJA, M.; NAGAR, S. K. Particle swarm optimization algorithm and its parameters: A review. In: **2016 International Conference on Control, Computing, Communication and Materials (ICCCCM)**. [S.l.: s.n.], 2016. p. 1–5.

JUTZ, S.; MILAGRO-PEREZ, M. Copernicus: the european earth observation programme. **Revista de Teledetección**, n. 56, p. V–XI, 2020.

KRAMER, H. J.; CRACKNELL, A. P. An overview of small satellites in remote sensing. **International Journal of Remote Sensing**, Taylor Francis, v. 29, n. 15, p. 4285–4337, 2008. Disponível em: <https://doi.org/10.1080/01431160801914952>.

KULU, E. Nanosatellite launch forecasts 2022 - track record and latest prediction. In: . [S.l.: s.n.], 2022.

LUDERS, R. D. Satellite networks for continuous zonal coverage. **ARS Journal**, v. 31, n. 2, p. 179–184, 1961. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/8.5422>.

LUEDERS, R.; GINSBERG, L. Continuous zonal coverage - a generalized analysis. In: _____. **Mechanics and Control of Flight Conference**. [s.n.], 1974. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1974-842>.

MCKAY, M. D.; BECKMAN, R. J.; CONOVER, W. J. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code. **Technometrics**, [Taylor Francis, Ltd., American Statistical Association, American Society for Quality], v. 21, n. 2, p. 239–245, 1979. ISSN 00401706. Disponível em: <http://www.jstor.org/stable/1268522>.

MEZIANE-TANI, I. et al. Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm. **International Journal of Computational Intelligence Systems**, v. 9, p. 627–637, 07 2016.

MICHALEWICZ, Z. **Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs**. Springer, 1996. (Artificial intelligence). ISBN 9783540606765. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=vlhLAobsK68C>.

NASA. **NASA Science Space place**. 2023. Disponível em: <https://spaceplace.nasa.gov/satellite/en/>.

NASA. **NASA Science Space place**. 2024. Disponível em: <https://science.nasa.gov/mission/goes/>.

PÍRIZ, R.; MARTÍN-PEIRÓ, B.; ROMAY-MERINO, M. The galileo constellation design: a systematic approach. In: **Proceedings of the 18th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ION GNSS 2005)**. [S.l.: s.n.], 2005. p. 1296–1306.

REVNIVYKH, S. et al. Glonass. In: _____. **Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems**. Cham: Springer International Publishing, 2017. p. 219–245. ISBN 978-3-319-42928-1. Disponível em: https://doi.org/10.1007/978-3-319-42928-1_8.

SAVITRI, T. et al. Satellite constellation orbit design optimization with combined genetic algorithm and semianalytical approach. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2017, p. 17 pages, 05 2017.

STEIN, M. Large sample properties of simulations using latin hypercube sampling. **Technometrics**, [Taylor Francis, Ltd., American Statistical Association, American Society for Quality], v. 29, n. 2, p. 143–151, 1987. ISSN 00401706. Disponível em: <http://www.jstor.org/stable/1269769>.

SWARTWOUT, M. The first one hundred cubesats: A statistical look. **Journal of small Satellites**, v. 2, n. 2, p. 213–233, 2013.

TSIOLKOVSKY, K. **Dreams of earth and sky**. [S.l.]: The Minerva Group, Inc., 2004.

USGS. **Landsat Missions**. 2024. Disponível em: <https://www.usgs.gov/landsat-missions>.

WALKER, J. G. Circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage. **Journal of the British Interplanetary Society**, Nov 1970.

WAYDO, S.; HENRY, D.; CAMPBELL, M. Cubesat design for leo-based earth science missions. In: **Proceedings, IEEE Aerospace Conference**. [S.l.: s.n.], 2002. v. 1, p. 1–1.

WERTZ, J. **Mission Geometry: Orbit and Constellation Design and Management : Spacecraft Orbit and Attitude Systems**. Microcosm Press, 2001. (Space technology library). ISBN 9781881883074. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=aQWPPwAACAAJ>.

WU, S. et al. A multiple-cubesat constellation for integrated earth observation and marine/air traffic monitoring. **Advances in Space Research**, v. 67, n. 11, p. 3712–3724, 2021. ISSN 0273-1177. Satellite Constellations and Formation Flying. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117720302635>.