

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho

**ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO
CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE
SATÉLITES**

Trabalho de Graduação
2023

Curso de Engenharia Aeroespacial

Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho

**ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO
CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE
SATÉLITES**

Orientador

Prof. Dr. Willer Gomes dos Santos (ITA)

ENGENHARIA AEROESPACIAL

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

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

Saliba Pereira Ramalho, Pedro Henrique

ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE SATÉLITES / Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho.
São José dos Campos, 2023.
30f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeroespacial– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2023. Orientador: Prof. Dr. Willer Gomes dos Santos.

1. Mecânica Orbital. 2. Comunicação. 3. Formação em Voo. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

SALIBA PEREIRA RAMALHO, Pedro Henrique. **ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE SATÉLITES**. 2023. 30f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho

TÍTULO DO TRABALHO: **ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE SATÉLITES**.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2023

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.

Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho
4 Avenue Edouard Belin, Ap. 2003
31400 – Toulouse - FR

ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE SATÉLITES

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação

Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho
Autor

Willer Gomes dos Santos (ITA)
Orientador

Profa. Dra. Cristiane Aparecida Martins
Coordenadora do Curso de Engenharia Aeroespacial

São José dos Campos, 22 de junho de 2023.

Resumo

O presente Trabalho de Graduação tem como objetivo principal realizar um estudo sobre Formações em Voo de Satélites (SFFs), que envolvem a comunicação entre satélites em órbita. Esse tema tem ganhado cada vez mais importância tanto no contexto espacial brasileiro quanto internacional. Para alcançar esse objetivo, será desenvolvido um módulo utilizando a linguagem MATLAB que combina métodos de comunicação entre satélites com análise orbital. A primeira etapa do projeto consiste no desenvolvimento de um módulo MATLAB capaz de realizar simulações orbitais. Para isso, será utilizado a API (Interface de Programação de Aplicativos) da ferramenta GMAT (General Mission Analysis Tool). Essa ferramenta é amplamente utilizada para análises e simulações orbitais em missões espaciais e possui recursos poderosos para modelar e prever o comportamento dos satélites em órbita. Em seguida, será desenvolvido o modelo de comunicação entre satélites, também utilizando MATLAB. Esse modelo levará em consideração os parâmetros orbitais e as características físicas do sistema, permitindo estudar a qualidade do enlace de dados entre os satélites envolvidos na missão. Dessa forma, será possível realizar análises precisas e detalhadas sobre a eficiência da comunicação em diferentes cenários orbitais. Uma vez que o módulo de simulação orbital e o modelo de comunicação estejam prontos, serão utilizadas missões espaciais descritas e modeladas na literatura para validar o modelo desenvolvido. Isso permitirá verificar se o sistema é capaz de reproduzir corretamente os resultados esperados e, ao mesmo tempo, fornecerá uma base sólida para comparações e análises futuras. Ao final do projeto, espera-se obter um módulo MATLAB funcional, que terá a capacidade de realizar estudos orbitais e análises de comunicação entre satélites.

Abstract

This undergraduate work aims to contribute to the field of Spacecraft Formation Flying (SFF) by exploring the integration of satellite communication methods and orbital analysis. SFF has gained significant importance in both the Brazilian and international space sectors. The primary objective of this research is to develop a comprehensive MATLAB module that combines orbital simulations using the The General Mission Analysis Tool (GMAT) Application Programming Interface (API) with a communication model. The first phase of the project involves the development of a MATLAB module capable of conducting accurate orbital simulations. GMAT offers a powerful API that enables the modeling and prediction of satellite behavior in orbit, making it an ideal choice for this task. Subsequently, the communication model will be constructed using MATLAB. This model will incorporate orbital parameters and the physical characteristics of the system to assess the data link quality between satellites involved in the mission. Through this approach, detailed and precise analyses of communication efficiency can be performed under various orbital scenarios. To validate the developed model, well-documented missions described in the literature will be employed. This validation process ensures that the system can accurately reproduce expected results. Moreover, it provides a solid foundation for future comparisons and analyses. The ultimate outcome of this project is to deliver a functional MATLAB module. This module should be capable of performing orbital studies and satellite communication analyses.

Sumário

1	INTRODUÇÃO	8
1.1	Definição de Problema	8
1.2	Hipóteses	9
1.3	Objetivos	10
1.4	Justificativa	10
1.5	Organização do Trabalho	11
2	REFERENCIAL TEÓRICO	12
2.1	Mecânica orbital	12
2.1.1	Leis de Kepler	12
2.1.2	Sistemas de referência e parâmetros orbitais	13
2.1.3	Perturbações de órbita	13
2.1.4	Equação do movimento orbital	15
2.2	Formação em voo de satélites	16
2.3	Comunicação entre satélites	17
2.3.1	Enlace de dados	17
2.3.2	Perdas de potência	18
2.3.3	Sinais Digitais	20
3	REVISÃO DA LITERATURA	21
3.1	Comunicação entre satélites	21
3.2	Dinâmica e controle de MEDs	22
4	PROCEDIMENTOS METODOLÓGICOS	23

4.1	Esquema geral do modelo	23
4.2	Propagação orbital	24
4.3	Modelo de comunicação	24
4.4	Missão ITASAT-2	25
5	RESULTADOS ESPERADOS	26
6	PLANEJAMENTO	27
6.1	Cronograma	27
6.2	Recursos necessários	28
	REFERÊNCIAS	29

1 Introdução

O setor espacial sempre foi um dos campos mais complexos e desafiantes da engenharia desde as primeiras missões. Com o advento de novas tecnologias, o desenvolvimento de novas arquiteturas para os sistemas do futuro se torna possível. Um exemplo são as missões espaciais distribuídas (*Distributed Space Missions*, ou DSS)(STANFORD, 2023), nas quais são empregadas múltiplas espaçonaves para atingir objetivos comuns. Tais missões são especialmente desejáveis após o surgimento dos micro e nano-satélites, capazes de distribuir os custos e riscos de um projeto entre várias pequenas espaçonaves, aumentando a redundância e as capacidades de uma missão.

Dentre as DSSs existem quatro importantes categorias: Missões do tipo Enxame ; Constelação ; *Rendezvous* e acoplagem ; e Formações em voo. No presente trabalho, será dada especial atenção às Formações em Voo. Essas missões podem ser definidas como "um conjunto de mais de um satélite cujos estados dinâmicos são acoplados por uma lei de controle comum" (ALFRIEND *et al.*, 2009). Consequentemente, ao menos um membro deste conjunto precisa rastrear o estado de ao menos um outro membro e utilizá-lo como entrada em sua lei de controle.

Desse modo, diversos aspectos e requisitos de tais missões apresentam particularidades e desafios. Um exemplo pode ser encontrado no subsistema de comunicações. A dinâmica de uma formação em voo de satélites é, por natureza, instável e necessita ao menos de uma malha de controle aberto, que utiliza como entrada dados de múltiplos veículos (BANDYOPADHYAY *et al.*, 2015). Uma possível solução para esses novos requisitos pode ser baseada na comunicação entre satélites, como discutido por Santos *et al.* (2022), Radhakrishnan *et al.* (2016) e Chen e Gardner (1989), facilitando a troca de dados entre veículo e permitindo até a automatização das correções de trajetória.

1.1 Definição de Problema

Este trabalho busca investigar como a comunicação entre satélites de uma SFF é afetada pelo design orbital. Nesse contexto, é necessário investigar como diferentes arquiteturas de missão e trajetórias possíveis afetam as características do subsistema de

comunicação. Desse modo, será necessário compreender e quantificar os diversos efeitos de degradação de sinal e a influência da geometria orbital nestes efeitos, para que sejam adequadamente incluídos nos modelos numéricos a serem desenvolvidos. Desse modo, será possível estimar fatores como o BER (*Bit Error Rate*) de um enlace de dados, bem como a distância máxima entre dois satélites de determinada configuração que seria capaz de garantir uma margem de segurança adequada.

Nesse contexto, espera-se que os resultados sejam fortemente afetados pelas características das antenas de transmissão e recepção, incluindo suas potências, diretividade e frequência do sinal. Além disso, fatores como erros de apontamento devem ser modelados e estudados, pois podem apresentar influência importante na qualidade da comunicação para algumas configurações.

Para investigar essas características, é possível utilizar como base SFFs existentes ou conceituais encontradas na literatura, como as missões ITASAT-2 (COSTA *et al.*, 2022) e InSAR (PETERSON *et al.*, 2008). Para obter análises satisfatórias, é necessário que tais missões tenham características orbitais e arquiteturas suficientemente distintas, facilitando comparações entre si e permitindo a elaboração de uma visão mais generalizada dos resultados, suas características e tendências. Evidentemente, é necessário limitar a quantidade e a complexidade dos estudos a serem realizados, para que possam ser finalizados no tempo previsto para a realização do trabalho.

1.2 Hipóteses

Em se tratando de um estudo sobre a comunicação entre satélites em órbita, espera-se que sejam encontradas diferenças fundamentais em relação à comunicação com o segmento de solo. A degradação do sinal por efeitos atmosféricos, por exemplo, devem se tornar um fator muito menos importante, presente apenas em órbitas de menor altitude em menor escala. Desse modo, efeitos como interferência eletromagnética, ruído térmico de ambos os satélites e mudanças de frequência por efeito Doppler podem tornar-se mais proeminentes.

Além disso, como a comunicação a ser modelada se dá entre dois satélites, fatores limitantes como tamanho e potência de antenas serão presentes em ambas as extremidades dos enlaces de dados. Desse modo, pode ser que antenas com maiores ganhos direcionais sejam mais viáveis, embora teoricamente mais afetadas por erros de apontamento.

Finalmente, devido à natureza instável de formações em voo, espera-se que os satélites de uma formação se distanciem ao longo do tempo, caso perturbações orbitais sejam propagadas. Com isso, a qualidade do enlace de dados será deteriorada na ausência de uma lei de controle eficiente.

1.3 Objetivos

O objetivo deste projeto é estudar a influência das órbitas e parâmetros de projeto no enlace de comunicação inter-satélites de uma Formação em Voo. Tal análise pode servir de base para fases iniciais de design, sendo referência qualitativa e quantitativa para escolha de diferentes arquiteturas de comunicação entre satélites para tipos específicos de órbitas.

Neste estudo, temos os seguintes objetivos específicos:

- Analisar como diferentes configurações orbitais de SFFs afetam a qualidade de um enlace de dados entre dois satélites
- Desenvolver métodos para estimar a distância máxima aceitável para que a comunicação entre dois satélites tenha sucesso com margem aceitável (3dB).
- Analisar o efeito de diferentes tipos de antenas de recepção e transmissão, bem como as frequências empregadas, nos resultados.
- Estudar e quantificar as principais degradações de sinal presentes nos tipos de órbita modelados.
- Analisar o efeito do erro de apontamento na qualidade da comunicação para as diferentes configurações estudadas.

Além disso, espera-se desenvolver um código MATLAB que possa ser utilizado em conjunto com outros projetos e módulos para analisar a qualidade da comunicação de uma missão ou arquitetura específica a ser estudada.

1.4 Justificativa

A popularização dos pequenos satélites na indústria aeroespacial permite a realização de missões espaciais com custo e complexidade extremamente reduzidos quando comparados às missões tradicionais. Essa tecnologia torna acessíveis à indústria brasileira para novas arquiteturas de missões, como MEDs que empregam múltiplos pequenos satélites, distribuindo risco e custos. Nesse contexto, é necessário desenvolver conhecimentos e tecnologia capazes de ajudar no desenvolvimento dessas novas missões.

No contexto da indústria nacional, a missão ITASAT 2 (FRANCO; SANTOS, 2020), por exemplo, será uma prova de conceito da Formação em Voo de satélites, mostrando que tal tecnologia é de interesse para o país, podendo se beneficiar deste trabalho.

A comunicação entre satélites é uma solução presente em diversas MEDs, especialmente em Formações em Voo de satélites, exigindo novos requisitos e capacidades do

subsistema de comunicações, bem como do controle e navegação orbital. Desse modo, estudos como o presente trabalho são relevantes para o desenvolvimento de uma indústria espacial atualizada e capaz de acompanhar novas tecnologias e tendências. Espera-se, ainda, que seja possível integrar os algoritmos e métodos desenvolvidos com trabalhos realizados paralelamente em campos similares, como no grupo de pesquisa E2MoC, vinculado ao Centro Espacial ITA.

1.5 Organização do Trabalho

O presente trabalho está dividido em seis capítulos:

- 1 - Introdução, que estabelece o contexto geral do trabalho, seus objetivos, motivações e hipóteses a serem verificadas ;
- 2 - Referencial Teórico, em que serão descritas as bases teóricas e matemáticas das análises e programas desenvolvidos;
- 3 - Revisão da Literatura, em que serão apresentados e discutidos outros trabalhos e publicações que servem de base ou complementam o presente estudo;
- 4 - Procedimentos Metodológicos, em que serão descritos os procedimentos e atividades a serem realizados;
- 5 - Resultados Esperados, em que serão expostos os resultados que devem ser obtidos pelo trabalho; e
- 6 - Planejamento, em que serão descritos os recursos necessários para o projeto e o cronograma previsto para as atividades.

2 Referencial Teórico

Neste capítulo, serão discutidas as bases teóricas e as equações que serão utilizadas ao longo do trabalho, divididas em três partes: Mecânica orbital; Formações em voo de satélites e Comunicação entre satélites.

2.1 Mecânica orbital

2.1.1 Leis de Kepler

Uma das maneiras mais simples de modelar órbitas é utilizando as leis de Kepler, solução para o problema de dois corpos uniformes conforme discutido por Curtis (2014c). A primeira lei de Kepler dita que as órbitas de corpos celestes têm o formato de seções cônicas, como elipses, círculos, parábolas e hipérboles. Para os caso dos satélites a serem estudados, estas órbitas descreverão elipses e círculos.

Em seguida, a segunda lei dita que um corpo celeste "varre" áreas iguais para um mesmo intervalo de tempo, independente da posição inicial da órbita, conforme ilustrado na Figura 2.1. Tal lei pode ser expressa pela Equação 2.1:

$$\frac{dA}{dt} = \frac{h}{2} \quad (2.1)$$

Em que t é o tempo, h é o módulo do momento angular específico da órbita $\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v}$, em que \mathbf{r} e \mathbf{v} são os vetores posição e velocidade do objeto em órbita. Para órbitas sem perturbações, \mathbf{h} é uma constante e, consequentemente, dA/dt também o será.

Por fim, a Terceira Lei de Kepler estabelece a relação entre o período de uma órbita e seu semieixo maior, através da Equação 2.2, em que μ é a constante gravitacional padrão do corpo principal, T é o período orbital e a é o semieixo maior da elipse descrita pela órbita.

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{2/3} \quad (2.2)$$

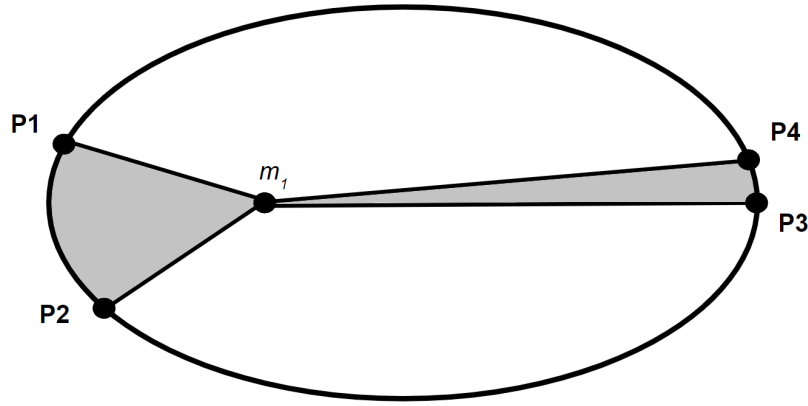


FIGURA 2.1 – Ilustração da Segunda Lei de Kepler aplicada a um satélite em órbita ao redor do corpo m_1 . Caso as áreas em cinza na imagem sejam iguais, o tempo necessário para o satélite se deslocar entre os pontos P1 e P2 será o mesmo que para o deslocamento entre os pontos P3 e P4.

2.1.2 Sistemas de referência e parâmetros orbitais

Modelos orbitais empregam em geral seis parâmetros para descrever uma órbita em um referencial tridimensional centrado em um corpo celeste (CURTIS, 2014d), em geral a Terra, denominado referencial geocêntrico. Neste referencial, o eixo z liga o centro do corpo a seu polo norte e o eixo x aponta no sentido e direção do equinócio vernal. Por fim, o eixo y é definido de tal forma que os vetores unitários $\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$ formem um sistema de coordenadas ortogonais em que $\hat{z} = \hat{y} \times \hat{x}$.

Um método é descrever a trajetória do corpo através dos elementos orbitais. Nesse caso, três parâmetros descrevem a geometria e a orientação da órbita em seu plano, como por exemplo: o semieixo maior a ; a excentricidade da órbita e e o argumento do perigeu ω . Os três parâmetros restantes descrevem a orientação do plano orbital no espaço e a posição do satélite na órbita, podendo ser: a inclinação i ; a longitude do nodo ascendente Ω e a anomalia verdadeira do satélite θ . Tais parâmetros estão ilustrados na Figura 2.2.

Além disso, pode ser conveniente representar o movimento do satélite através do vetor de estados que inclui as três coordenadas de posição (x, y, z) e velocidade v_x, v_y, v_z do satélite no referencial geocêntrico. É possível converter o estado de um satélite entre o vetor de estados e os elementos orbitais utilizando operações vetoriais e matriciais (CURTIS, 2014d).

2.1.3 Perturbações de órbita

Para modelar órbitas mais complexas, é necessário conhecer e estimar as forças agindo no satélite que diferem das previstas pela mecânica kepleriana (CURTIS, 2014b). Tendo funções conhecidas para tais efeitos, é possível integrar numericamente a trajetória do veículo ou calcular a variação temporal dos elementos orbitais ao longo de uma missão.

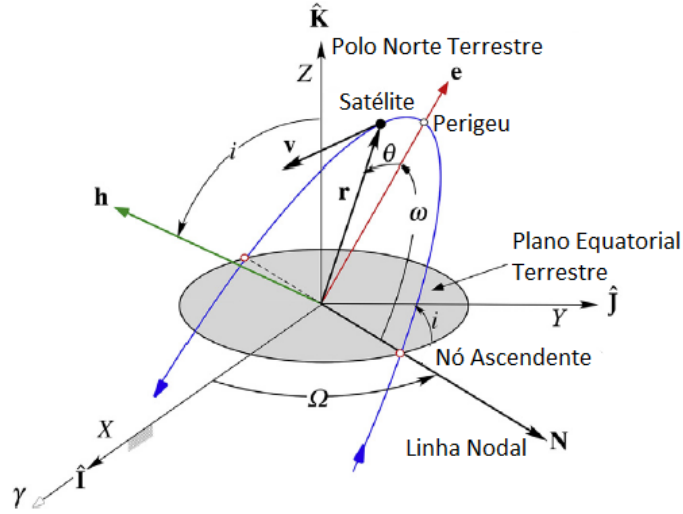


FIGURA 2.2 – Elementos de uma órbita kepleriana em 3 dimensões(CURTIS, 2014d)

Alguns desses efeitos e seus modelos serão descritos a seguir.

2.1.3.1 Arrasto atmosférico

Para órbitas baixas, de até cerca de 2000 km de altitude, é necessário levar em conta o arrasto atmosférico que, mesmo pequeno, é capazes de alterar significativamente a trajetória de satélites ao longo prazo, podendo até mesmo levar ao decaimento e reentrada da órbita caso não seja corrigida. Tal arrasto tem sentido oposto à velocidade relativa do satélite para a atmosfera $\mathbf{v}_{rel} = \mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{r}$. Seu módulo pode ser calculado à partir da Equação 2.3 (CURTIS, 2014b).

$$D = \frac{1}{2} \rho v_{rel}^2 C_D A \quad (2.3)$$

Em que ρ é a densidade atmosférica local. O coeficiente de arrasto C_D , bem como a área A dependem da geometria e da orientação dos satélites a cada instante. Devido à diminuição da densidade atmosférica e da velocidade do satélite com a altitude, o arrasto é máximo no perigeu e mínimo no apogeu, tendo um efeito de redução do semieixo maior e na excentricidade da órbita, sendo considerado uma perturbação que "circulariza" a trajetória.

2.1.3.2 Perturbações gravitacionais

Nas órbitas Keplerianas, o corpo central é considerado esfericamente simétrico, o que gera um campo gravitacional equivalente a um ponto de massa. Contudo, a Terra é um corpo celeste não uniforme, o que causa deformações em seu campo gravitacional e, consequentemente, desvio na trajetória de satélites. Essa perturbação Φ é modelada como uma série infinita de harmônicos, dada pela Equação 2.4 (CURTIS, 2014b).

$$\Phi = \sum_{k=2}^{\infty} J_k \left(\frac{R}{r} \right)^k P_k(\cos(\phi)) \quad (2.4)$$

Em que R é o raio equatorial terrestre, r é a distância entre o veículo e o centro gravitacional do planeta, ϕ é o ângulo entre o vetor posição do veículo e o eixo z e P_k é o *Polinômio de Legendre* de ordem k . Os coeficientes adimensionais J_k são, em geral, determinados experimentalmente à partir de medições de trajetória de satélites reais. Neste caso, o coeficiente $J_2 = 0,00108263$ tem maior magnitude e os efeitos dos coeficientes seguintes é frequentemente considerado desprezível (CURTIS, 2014b), o que também será feito neste trabalho, visto que as análises a serem realizadas não dependem de modelos mais precisos de trajetória. Finalmente, a aceleração perturbadora, considerando apenas o efeito do termo J_2 , pode ser estimada pela Equação 2.5 (CURTIS, 2014b).

$$\mathbf{p} = -\nabla\Phi = \frac{3}{2} \frac{J_2 \mu R^2}{r^4} \left[\frac{x}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \hat{i} + \frac{y}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \hat{j} + \frac{z}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 3 \right) \hat{k} \right] \quad (2.5)$$

2.1.3.3 Outras perturbações

Existem também outras fontes perturbadoras, que podem ter diferentes intensidades e importância para certas órbitas e geometrias de veículos. Entre elas, pode-se incluir fatores como a pressão de radiação solar e a gravidade de outros corpos celestes, como a Lua e o Sol no caso de órbitas geocêntricas ou outros planetas do Sistema Solar para órbitas heliocêntricas, por exemplo. Tais perturbações são, a princípio, menos importantes nos conceitos a serem analisados e serão, portanto, desconsideradas para reduzir o tempo e a complexidade computacionais do problema.

2.1.4 Equação do movimento orbital

O movimento orbital relativo de um corpo de massa m_2 em órbita em torno de um corpo de massa m_1 é dado por uma equação diferencial não-linear de segunda ordem, descrita pela Equação 2.6 (CURTIS, 2014b):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{p} \quad (2.6)$$

Em que $\mu = G(m_1 + m_2)$ $G = 6,67408.10 - 11 \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$ é a constante gravitacional de Newton (CURTIS, 2014a), e \mathbf{p} é a aceleração perturbadora resultante, que pode ser estimada através das equações descritas na Seção 2.1.3.

Á partir de um conjunto de condições iniciais $(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0)$ e uma função que descreve \mathbf{p} é possível integrar numericamente a Equação 2.6, obtendo a posição $\mathbf{r}(t)$ e a velocidade $\mathbf{v}(t)$ para um certo instante t após o instante inicial.

2.2 Formação em voo de satélites

Partindo do exemplo de um par de satélites em órbita circular, Kapila *et al.* (2000) discute sua dinâmica relativa. Primeiramente, é estabelecido um novo sistema móvel de coordenadas. Tal referencial é centrado na posição do satélite dito "líder". O eixo y é dado pela direção e sentido do vetor que liga o centro da Terra ao líder e o eixo z é perpendicular ao plano orbital do líder. Por fim, o eixo x forma uma base de coordenadas ortogonal de forma que $\hat{x} \times \hat{y} = \hat{z}$.

Neste referencial, (KAPILA *et al.*, 2000) mostra que a posição do segundo satélite, o "seguidor", é dada pelo sistema linearizado das Equações 2.7 a 2.9, conhecidas como as Equações de Clohessy-Wiltshire (ALFRIEND *et al.*, 2009):

$$\ddot{x} - 2\omega\dot{y} = F_x \quad (2.7)$$

$$\ddot{y} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y = F_y \quad (2.8)$$

$$\ddot{z} + \omega^2 z = F_z \quad (2.9)$$

Em que ω é a velocidade angular da órbita circular do líder e $F_i; i = x, y, z$ são as componentes resultantes das forças perturbadoras das órbitas. Kapila *et al.* (2000) mostra que tal sistema é inerentemente instável e, na presença de perturbações ou condições iniciais não nulas ou na ausência de uma entrada de controle, as espaçonaves se distanciarão com o tempo e o sistema irá divergir.

Tal instabilidade permanece presente em órbitas e missões mais complexas, conforme discutido por Bauer *et al.* (2015) e Ren e Beard (2002), por exemplo. Desse modo, Formações em Voo apresentam uma nova camada de complexidade relacionada às trajetórias

e sua manutenção. No contexto do presente trabalho, não serão elaboradas ou simuladas leis de controle para Formações em Voo. Desse modo, para modelar missões desse tipo, é possível considerar trajetórias estáveis na qual perturbações são desprezadas, ou seja, suas órbitas seguem perfeitamente as Leis de Kepler.

2.3 Comunicação entre satélites

A comunicação em missões espaciais se dá através da transmissão e recepção de ondas eletromagnéticas, utilizando antenas de diferentes características. Tais ondas se propagam no espaço na velocidade da luz c com frequência f e comprimento de onda $\lambda = c/f$. Uma onda transmitida também pode ser caracterizada por sua polarização, propriedade que descreve a orientação espacial de seu campo vetorial.

2.3.1 Enlace de dados

O envio e recepção de dados por meio de ondas eletromagnéticas é realizado através de antenas. Uma antena transmissora recebe sinal do sistema com frequência f_t e potência transmitida P_t definidas irradiando-o para o espaço na forma de onda eletromagnética, enquanto uma antena receptora recebe essas ondas e as converte em um sinal eletrônico com frequência f_r e potência recebidas P_r .

Uma antena pode ser dividida em dois tipos principais: isotrópica, e direcional (SILVA; CHAMON, 2004). A primeira emite radiação com intensidade constante para todas as direções no espaço tridimensional, enquanto a segunda distribui desigualmente as ondas emitidas, em geral com intensidade máxima em uma direção específica.

Antenas direcionais podem ser modeladas à partir do conceito de Potência irradiada isotrópica equivalente, em que é possível traçar um paralelo a uma antena isotrópica à partir do ganho adimensional G , que é função do ângulo θ entre a direção principal da antena transmissora e o vetor ligando as antenas transmissora e receptora. Evidentemente, uma antena isotrópica pode ser modelada como uma antena direcional na qual o ganho $G(\theta) = 1$ para qualquer valor de θ , embora tais antenas não existam na prática (SILVA; CHAMON, 2004). Desse modo, é possível calcular a potência de uma antena isotrópica equivalente para uma posição qualquer.

Além disso, é possível definir uma característica denominada largura de feixe ϕ , definida como o dobro do ângulo θ_{3dB} , em que o ganho $G(\theta_{3dB})$ é metade do ganho máximo em $\theta = 0$. Desse modo, é possível aproximar o ganho para ângulos pequenos através da Equação 2.10 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$G(\theta) = G(\theta = 0) - 12 \left(\frac{\theta}{\phi} \right)^2 \quad (2.10)$$

Finalmente, para uma antena receptora com área efetiva A_e a uma distância r da antena transmissora, é possível calcular a potência recebida P_r pela Equação 2.11:

$$P_r(r, \theta) = \frac{G_t(\theta) P_t A_e}{4\pi r^2} \quad (2.11)$$

Tal área efetiva é expressa em função do ganho de recepção G_r , pela Equação 2.12 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$A_e = \frac{\lambda^2}{4\pi} G_r \quad (2.12)$$

Em que λ é o comprimento de onda do sinal. Portanto, a potência recebida pode ser expressa pela Equação 2.13 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$P_r = P_t G_t \left(\frac{\lambda}{4\pi r} \right)^2 G_r \quad (2.13)$$

2.3.2 Perdas de potência

Em casos reais, existem diversos fatores que podem ocasionar perda da eficiência de um enlace de dados e que devem ser levados em conta em seu modelo matemático. Alguns desses efeitos serão discutidos e equacionados a seguir.

Devido à transmissão da radiação pelo espaço, a potência irradiada é distribuída proporcionalmente à área de uma esfera de raio r . Desse modo, existe uma perda de potência relacionada diretamente à distância entre ambas as antenas, dada pela Equação 2.14 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$L_{FS} = \left(\frac{4\pi r}{\lambda} \right)^2 \quad (2.14)$$

Outro efeito presente é a perda relacionada aos elementos físicos do sistema, como cabos e outros componentes eletrônicos, gerando os fatores de perda L_{FTx} e L_{FRx} na transmissão e recepção, respectivamente.

Além disso, é possível que existam erros no alinhamento de ambas as antenas, o que pode diminuir o ganho efetivo de transmissão e recepção, através das perdas L_T e L_R , respectivamente. Para pequenos ângulos α entre a antena e o vetor distância entre os veículos, as perdas podem ser aproximadas pela Equação 2.15 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$L_x = 3 \left(\frac{\alpha_x}{\theta_{3dB}} \right)^2 ; x = T, R \quad (2.15)$$

Além disso, existem também perdas associadas aos diferentes tipos de polarização e desalinhamentos entre ambas as antenas. Para uma polarização linear, a perda é dada por:

$$L_{POL} = \cos(\gamma) \quad (2.16)$$

Em que γ é o ângulo entre os dois planos de polarização. Caso a polarização seja do tipo elíptica, deve-se também considerar as razões axiais das antenas de transmissão r_1 e recepção r_2 :

$$L_{AXIAL} = \frac{1}{2} + \frac{2r_1r_2}{(1+r_1^2)(1+r_2^2)} - \frac{(1-r_1^2)(1-r_2^2)}{2(1+r_1^2)(1+r_2^2)} \quad (2.17)$$

É possível também que ocorram perdas de potência do sinal devido à atenuação atmosférica, cujo efeito tem grande variação com a frequência do sinal transmitido (SILVA; CHAMON, 2004). Além disso, como o objetivo do presente trabalho é analisar a comunicação entre satélites, tal efeito será considerado desprezível. Desse modo, condições meteorológicas também serão irrelevantes para os enlaces analisados, o que não é o caso para comunicação entre estações de solo e satélites.

Além do sinal transmitido, a antena de recepção também vai capturar sinais de ruído, de fontes de radiação cósmica ou até mesmo sinais internos produzidos por componentes do próprio satélite. Pode ser modelado como um ruído branco, com potência N_0 na banda de frequência detectada pela antena. Desse modo, a potência P_{ni} em Watts pode ser calculada em função da largura de banda B em Hz, pela Equação 2.18 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$P_{ni} = N_0 B \quad (2.18)$$

A densidade N_0 , por sua vez, pode ser estimada como sendo função da temperatura de ruído efetiva T_e e a constante de Boltzman k , pela Equação 2.19:

$$N_0 = kT_e \quad (2.19)$$

Por fim, é possível utilizar as fontes de perda descritas para calcular a relação sinal/ruído entre a potência recebida C e a densidade espectral de ruído N_0 , pela Equação 2.20 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$\frac{C}{N_0} = \frac{\left(\frac{P_T G_T}{L_T L_{FTX}} \right) \left(\frac{1}{L_{FS} L_A} \right) \left(\frac{G_R}{L_R L_{FRX} L_{POL}} \right)}{k \left[\frac{T_A}{L_{FRX}} + T_F \left(1 - \frac{1}{L_{FRX}} \right) + T_R \right]} \quad (2.20)$$

Em que T_A e T_R são as temperaturas de ruído das antenas de transmissão e recepção.

2.3.3 Sinais Digitais

No caso de sinais digitais, a transmissão de informações é realizada através de *bits*. conseqüentemente, a energia do *bit* E_b é dada pela Equação 2.21 (SILVA; CHAMON, 2004):

$$E_b = C \left(\frac{1}{R_b} \right) \quad (2.21)$$

Em que R_b é a taxa de *bits* transmitidos por segundo. Desse modo, um dos parâmetros de desempenho utilizados é a relação entre a energia de *bit* e a densidade de ruído espectral E_b/N_0 . Além disso, também é possível definir a taxa de erro de *bit* (BER), dada pela fração de *bits* transmitidos com erro em um sistema digital. Tal grandeza é vital para o design e análise de um enlace de dados, pois quantifica diretamente a eficiência de transmissão de informação. A BER é também diretamente relacionada à relação E_b/N_0 , obtida combinando as Equações 2.20 e 2.21. Quanto menor essa relação, maior a BER (SILVA; CHAMON, 2004).

3 Revisão da Literatura

Neste capítulo, serão apresentadas e discutidas publicações que antecedem ou servem de referência para este tema. Espera-se poder encontrar trabalhos recentes e compreender o estado da arte de MEDs e da comunicação entre satélites.

3.1 Comunicação entre satélites

Sobre a comunicação entre satélites, Radhakrishnan *et al.* (2016) realizam uma revisão da comunicação entre pequenos satélites. Dentre as 9 MEDs analisadas, duas delas não apresentam informações sobre os métodos de comunicação, uma utiliza comunicação óptica (missão eLISA) e as demais são baseadas em antenas RF, das quais três utilizam a banda S e três banda UHF. Uma particularidade da missão eLISA é a distância entre os satélites, que formam um triângulo com arestas de 1 milhão de quilômetros de comprimento, o que pode justificar a utilização da comunicação óptica. Além disso, o trabalho realiza simulações orbitais de uma formação em voo, podendo ser utilizado como referência para validação do código MATLAB a ser desenvolvido.

Santos *et al.* (2022) realizam um estudo sobre a comunicação inter-satélite e sua viabilidade para a missão ITASAT-2. Os resultados obtidos demonstram que a potência óptica mínima necessária ao sistema depende fortemente do erro de apontamento do feixe óptico entre os satélites e também da precisão de geolocalização do satélite alvo. Este trabalho também discute extensamente a dinâmica de formações em voo sujeitas à perturbações. Além disso, o trabalho utiliza resultados de simulações orbitais (SANTOS, 2021) para analisar a qualidade do enlace de dados, próximo do objetivo deste trabalho, podendo também ser utilizado como caso de referência e validação importante para este estudo. Além disso, Chen e Gardner (1989) realizou um estudo anterior sobre as imprecisões de apontamento e de geolocalização em enlaces de dados entre satélites, obtendo conclusões semelhantes.

3.2 Dinâmica e controle de MEDs

Bandyopadhyay *et al.* (2015) faz uma revisão de (até então) futuras missões de formações em voo, definindo como formações em voo diferem de MEDs através de uma lei de controle comum que acopla os estados de múltiplos satélites. Além disso, mostra também que a grande maioria das missões planejadas buscam demonstrar tecnologias, sendo que todas aquelas que empregam 4 ou mais satélites têm esse propósito. Isso coloca em evidência que essa tecnologia ainda não está completamente amadurecida e é interesse de diversas instituições.

Kapila *et al.* (2000) realiza um estudo sobre a dinâmica de dois satélites em formação, evidenciando a instabilidade inerente a tais missões e provando que é possível estabilizar o sistema através de uma lei de controle de ciclo fechado. Em seguida, propõe uma lei de controle linear pulsante, capaz de reduzir o consumo de combustível de formações em voo, contendo resultados de simulações de referência.

Scharf *et al.* (2003) revisa o guiamento e planejamento de trajetórias de diversas formações em voo, separando-as em duas categorias. Primeiramente, missões de espaço profundo, que são simplificadas pelo fato de que formações que necessitam de distância constante entre veículos podem ser mantidas sem penalidades de combustível. Em seguida, missões em ambiente planetário, por serem mais complexas, necessitam de consumo elevado de combustível caso perturbações sejam desconsideradas. Desse modo, busca-se encontrar órbitas relativas passivas para a missão. Contudo, a eficiência dessas trajetórias depende do nível de fidelidade dos modelos utilizados. Um exemplo é o efeito do achatamento terrestre, que pode anular a periodicidade de certas trajetórias, caso não seja levado em conta. Essas missões são significativamente mais complexas, tendo maiores exigências em nível de combustível e de robustez de controle.

4 Procedimentos Metodológicos

Neste capítulo, serão descritas as atividades e técnicas utilizadas durante o projeto, descrevendo o esquema completo do modelo desenvolvido, o método de propagação orbital e o desenvolvimento do modelo de comunicação.

4.1 Esquema geral do modelo

Para que seja possível realizar os estudos planejados, será necessário modelar tanto a dinâmica orbital da missão quanto da comunicação entre dois veículos. Para isso, os cálculos serão divididos em dois blocos principais, executados principalmente utilizando MATLAB (MATHWORKS, 2023). Um diagrama do modelo proposto está exposto na Figura 4.1.

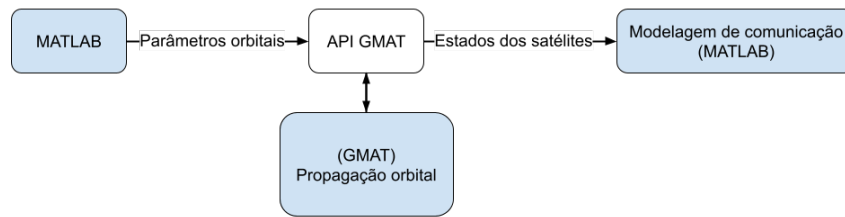


FIGURA 4.1 – Esquema planejado para o modelo de análise orbital e de comunicação entre satélite.

O primeiro bloco é a propagação orbital, baseada em parâmetros de entrada definidos pelo usuário. Nesse contexto, uma propagação absoluta no referencial inercial geocêntrico será realizada para cada satélite simulado, propagando a Equação 2.6. Nessa etapa, utiliza-se a API GMAT (NASA, 2020), que realiza a interface com a ferramenta GMAT (NASA, 2016). Essa API é capaz de acessar diversos dados e métodos externamente ao *software*, que serão utilizados pelo modelo. Nesta etapa, espera-se obter como saída os vetores de estados de todos os veículos espaciais em função do tempo.

Em seguida, diretamente pelo MATLAB, será realizada a modelagem da comunicação entre satélites de escolha do usuário, utilizando como entrada os vetores de estado obtidos

através da API GMAT. Nesse bloco, espera-se calcular e analisar dados e características relativas à qualidade da comunicação entre dois ou mais veículos da MED.

4.2 Propagação orbital

Para a realização da propagação de órbita, será utilizada a API GMAT para MATLAB. Nesse caso, a API será utilizada como *wrapper* para a execução de missões GMAT. Em uma sessão MATLAB, o *software* é inicializado e carregado. Em seguida, através de um *script* GMAT, é possível configurar objetos e parâmetros a serem utilizados. Finalmente, a API é utilizada para executar o programa

Em princípio, espera-se utilizar a ferramenta para obtenção de dados em alto nível, sem a necessidade de modificar objetos internos do GMAT, apenas acessando configurações de entrada e os dados de saída. Contudo, o acesso e configuração de componentes específicos do programa também é possível, se necessário.

Durante o trabalho, serão analisadas trajetórias com e sem perturbações, permitindo a comparação entre uma dinâmica instável de formações em voo ao caso ideal, que será utilizado para aproximar formações perfeitamente controladas. No caso da trajetórias com perturbações, serão considerados apenas os efeitos do arrasto atmosférico (para órbitas abaixo de 2000 km) e as acelerações oriundas do termo J_2 da deformação do campo gravitacional terrestre.

4.3 Modelo de comunicação

Utilizando os vetores de estado obtidos pela API, é possível, em seguida, modelar e analisar a qualidade de um link de comunicação.

Os parâmetros de entrada do modelo devem incluir as funções de ganho das antenas de transmissão e recepção e a frequência de transmissão. Além disso, deve conter dados relevantes para os cálculos de perdas, como distribuições de desalinhamento dos eixos das antenas, dos planos de polarização e as temperaturas de ruído ambiente e de ambas as antenas. Por fim, é necessário também obter os estados de ambos os satélites do enlace, para calcular perdas de distância e a mudança de frequência devido ao efeito doppler, se necessário.

Implementando a Equação 2.20 em um código MATLAB, será possível analisar a qualidade do enlace de dados em função do tempo na órbita desejada, estimando parâmetros como a BER, a razão de sinal/ruído e a margem de potência do enlace de dados. Por fim, é possível repetir o processo diversas vezes para diferentes configurações orbitais, sendo

possível construir mapas de calor relacionando diferentes parâmetros orbitais à qualidade do sistema.

4.4 Missão ITASAT-2

O ITASAT-2 será a primeira missão a ser simulada e analisada durante o estudo. Sua relevância em caráter nacional e a disponibilidade de informações sobre a arquitetura da missão a tornam um excelente ponto de partida, tanto como base para análise de comunicação como caso de validação. Desse modo, espera-se calcular todos os parâmetros propostos de qualidade de enlace de dados para compará-los à literatura (SANTOS *et al.*, 2022). A missão conta com três satélites voando em formação em uma órbita comum, variando suas anomalias médias M . Os parâmetros de suas trajetórias estão expostos na Tabela 4.1. Além disso, é possível também comparar o tempo de vida em órbita dos satélites, que foi calculado em cerca de 7 meses (COSTA *et al.*, 2022), com resultados do modelo a ser desenvolvido.

TABELA 4.1 – Parâmetros orbitais da missão ITASAT-2 (COSTA *et al.*, 2022).

Semieixo maior	6718,14 km
Excentricidade	0,0
Inclinação	51,64°
Longitude do nodo ascendente	0°
Argumento do perigeu	0°
Anomalia média (Satélite 1)	0°
Anomalia média (Satélite 2)	351,54°
Anomalia média (Satélite 3)	343,08°

Em seguida, o próximo passo lógico é refazer as mesmas simulações, variando parâmetros orbitais do sistema, como o semieixo maior e a excentricidade ou parâmetros relacionados ao enlace de dados, como a potência transmitida, a largura de feixe, o ganho máximo e o erro de apontamento de ambas as antenas. Com isso, é possível compreender a sensibilidade do enlace de dados à diversas escolhas de design.

5 Resultados Esperados

Neste trabalho, espera-se obter como resultados principais um código MATLAB e análises orbitais com foco na comunicação entre satélites. O código a ser desenvolvido será dividido em duas seções: simulação orbital e modelo de enlace de dados. Ambas poderão ser utilizadas e configuradas separadamente pelo usuário, ou então em conjunto. O módulo completo será capaz de integrar os módulos, utilizando os vetores de estado calculados pelas simulações orbitais como dado de entrada das análises de comunicação e em seguida traçar correlações entre ambos.

Tal ferramenta deverá ser facilmente compreensível e utilizável por terceiros, o que requer atenção e uso de boas práticas de programação, de modo que o programa seja compreensível e com explicações e documentação adequadas. Além disso, um usuário deve ser capaz de modificar ou adicionar funcionalidades ao programa, reforçando a necessidade de haver um modelo robusto e bem organizado.

Em seguida, diversos estudos serão realizados, incluindo a validação do modelo, por meio de casos de referência obtidos na literatura. Desse modo, será possível garantir que as hipóteses e equações utilizadas satisfazem os objetivos do estudo e condizem com as práticas mais recentes de análise orbital e de comunicação.

Por fim, com o modelo validado, será possível extrapolar os parâmetros de missões e prever o efeito da variação de diversos parâmetros de órbita e da arquitetura dos subsistemas de comunicação dos satélites. Com isso, é possível construir gráficos do tipo mapa de calor, que podem relacionar duas variáveis de entrada com um valor a ser calculado pelo modelo. Um exemplo seria calcular a potência de transmissão mínima de um modelo em função do semieixo maior e da excentricidade de uma órbita de referência para uma dada missão.

6 Planejamento

Nesta seção serão descritos o recursos necessários e o cronograma inicial do projeto, evidenciando a viabilidade do trabalho e as restrições presentes.

6.1 Cronograma

O cronograma do projeto está exposto na Figura 6.1. As atividades foram divididas em quatro seções: Desenvolvimento do código MATLAB; Análises orbitais; Relatório e Apresentação. O projeto deve se iniciar durante o mês de julho e o prazo final para a apresentação é no dia 17 de novembro de 2023. Além disso, espera-se que o relatório seja escrito em paralelo às atividades relevantes de desenvolvimento e estudos, facilitando a escrita e registro de técnicas empregadas e resultados obtidos. Para compensar eventuais atrasos, a duração das atividades foi estimada de maneira conservadora, dando margem ao planejamento.

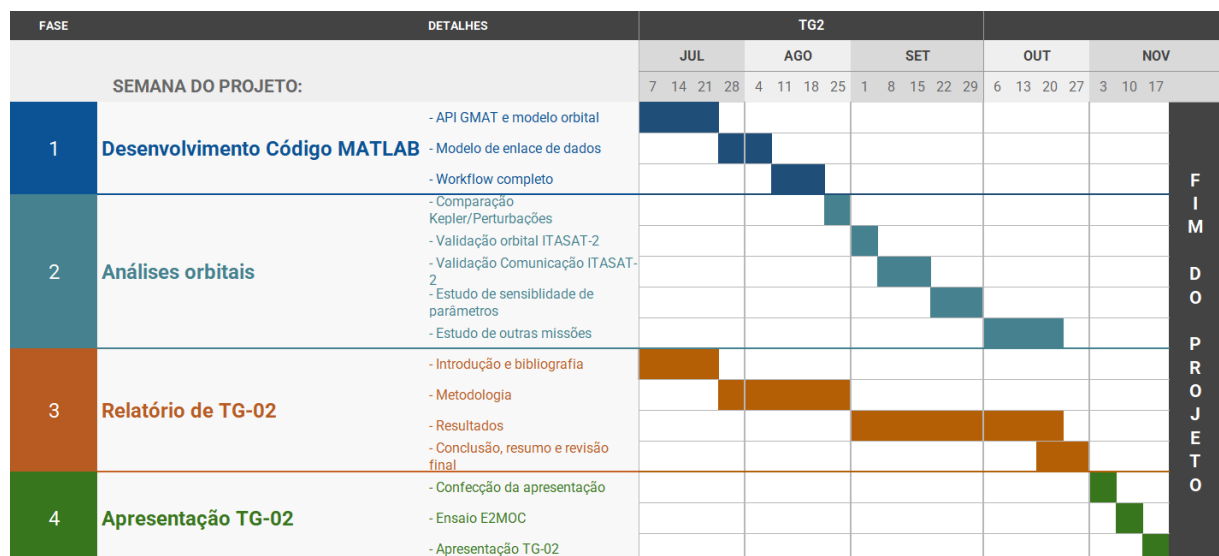


FIGURA 6.1 – Diagrama de Gantt para o planejamento do projeto

6.2 Recursos necessários

Para realização do trabalho, será utilizado um computador pessoal, o que limita o escopo e complexidade das simulações a serem realizadas, porém sem prejudicar a qualidade dos resultados obtidos. Além disso, é necessário o acesso à ferramenta MATLAB, obtido pela licença oficial do ITA. O *software* GMAT e sua API foram desenvolvidos pela NASA (National Aeronautics and Space Administration) e estão disponíveis com livre acesso através da internet. Por fim, os relatórios e apresentações entregáveis serão confeccionados com ferramentas do Google Workspace (GOOGLE, 2023), também disponíveis através da conta educacional do ITA.

Referências

ALFRIEND, K. T.; VADALI, S. R.; GURFIL, P.; HOW, J. P.; BREGER, L. **Spacecraft Formation Flying: Dynamics, Control and Navigation**. [S.l.]: Elsevier, 2009.

BANDYOPADHYAY, S.; SUBRAMANIAN, G. P.; FOUST, R.; MORGAN, D.; CHUNG, S.-J.; HADAEGH, F. Y. A Review of Impending Small Satellite Formation Flying Missions. *In*: . Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2015.

BAUER, F.; BRISTOW, J.; FOLTA, D.; HARTMAN, K.; QUINN, D.; HOW, J. Satellite formation flying using an innovative autonomous control system (AutoCon) environment. *In*: **Guidance, Navigation, and Control Conference**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.

CHEN, C.-C.; GARDNER, C. Impact of random pointing and tracking errors on the design of coherent and incoherent optical intersatellite communication links. **IEEE Transactions on Communications**, v. 37, n. 3, p. 252–260, mar. 1989.

COSTA, L. da; MATOS, T.; SATO, L.; JERONYMO, A.; RODRIGUES, V.; CARVALHO, T. d. ITASAT-2 Mission Overview. **Small Satellite Conference**, ago. 2022.

CURTIS, H. D. Chapter 1 - Dynamics of Point Masses. *In*: CURTIS, H. D. (Ed.). **Orbital Mechanics for Engineering Students (Third Edition)**. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. p. 651–720.

CURTIS, H. D. Chapter 12 - Introduction to Orbital Perturbations. *In*: CURTIS, H. D. (Ed.). **Orbital Mechanics for Engineering Students (Third Edition)**. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. p. 651–720.

CURTIS, H. D. Chapter 2 - The Two-Body Problem. *In*: CURTIS, H. D. (Ed.). **Orbital Mechanics for Engineering Students (Third Edition)**. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. p. 59–144. ISBN 978-0-08-097747-8. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780080977478000025>.

CURTIS, H. D. Chapter 4 - Orbits in Three Dimensions. *In*: CURTIS, H. D. (Ed.). **Orbital Mechanics for Engineering Students (Third Edition)**. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. p. 187–237.

FRANCO, T. C.; SANTOS, W. G. Itasat-2: Formation flying maneuver and control considering j2 disturbances and differential drag. *In*: **Symposium on Operational**

Applications in Defense Areas (SIGE). Proceedings [...]. [S.l.]: Aeronautics Institute of Technology (ITA), 2020.

GOOGLE. **Google Workspace**. 2023. Available at: <https://workspace.google.com/>.

KAPILA, V.; SPARKS, A. G.; BUFFINGTON, J. M.; YAN, Q. Spacecraft Formation Flying: Dynamics and Control. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 23, n. 3, p. 561–564, 2000.

MATHWORKS. **MATLAB**. 2023. Available at: <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>.

NASA. **General Mission Analysis Tool**. 2016. Available at: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>.

NASA. **GMAT API**. 2020. Available at: <https://gmatsourceforge.net/docs/R2020a/api/userguide/GettingStarted.html>.

PETERSON, E.; ZEE, R.; FOTOPOULOS, G. Possible Orbit Scenarios for an InSAR Formation Flying Microsatellite Mission. **Small Satellite Conference**, ago. 2008.

RADHAKRISHNAN, R.; EDMONSON, W. W.; AFGHAH, F.; RODRIGUEZ-OSORIO, R. M.; PINTO, F.; BURLEIGH, S. C. Survey of Inter-Satellite Communication for Small Satellite Systems: Physical Layer to Network Layer View. **IEEE Communications Surveys & Tutorials**, v. 18, n. 4, p. 2442–2473, 2016.

REN, W.; BEARD, R. Virtual Structure Based Spacecraft Formation Control with Formation Feedback. In: **AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

SANTOS, A. R.; FRANCO, T. C.; SANTOS, W. G. Aplicação da Comunicação Óptica Inter-Satélite na Formação em Voo em Missão de Geolocalização. **Simpósio de Aplicações Operacionais em Área de Defesa**, 2022.

SANTOS, L. M. dos. Estudo de topologias de formação em voo para uma missão espacial de geolocalização composta por três satélites cubestats. **Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais**, 2021.

SCHARF, D. P.; HADAEGH, F. Y.; PLOEN, S. R. **A survey of spacecraft formation flying guidance and control (part I): guidance**. [S.l.]: Root, jun. 2003.

SILVA, L. B. C. da; CHAMON, M. A. Cálculo de enlace para sistemas de comunicação digital via satélite. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2004.

STANFORD. **Distributed Space Systems**. 2023. Available at: <https://aa.stanford.edu/research-impact/distributed-space-systems>.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 25 de março de 2015	3. DOCUMENTO Nº DCTA/ITA/DM-018/2015	4. Nº DE PÁGINAS 30
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: ANÁLISE ORBITAL DE FORMAÇÕES EM VOO CONSIDERANDO COMUNICAÇÕES ENTRE SATÉLITES			
6. AUTOR(ES): Pedro Henrique Saliba Pereira Ramalho			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Cupim; Cimento; Estruturas			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Cupim; Dilema; Construção			
10. APRESENTAÇÃO: (X) Nacional () Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica. Orientador: Prof. Dr. Adalberto Santos Dupont. Coorientadora: Profª. Drª. Doralice Serra. Defesa em 05/03/2015. Publicada em 25/03/2015.			
11. RESUMO: O presente Trabalho de Graduação tem como objetivo principal realizar um estudo sobre Formações em Voo de Satélites (SFFs), que envolvem a comunicação entre satélites em órbita. Esse tema tem ganhado cada vez mais importância tanto no contexto espacial brasileiro quanto internacional. Para alcançar esse objetivo, será desenvolvido um módulo utilizando a linguagem MATLAB que combina métodos de comunicação entre satélites com análise orbital. A primeira etapa do projeto consiste no desenvolvimento de um módulo MATLAB capaz de realizar simulações orbitais. Para isso, será utilizado a API (Interface de Programação de Aplicativos) da ferramenta GMAT (General Mission Analysis Tool). Essa ferramenta é amplamente utilizada para análises e simulações orbitais em missões espaciais e possui recursos poderosos para modelar e prever o comportamento dos satélites em órbita. Em seguida, será desenvolvido o modelo de comunicação entre satélites, também utilizando MATLAB. Esse modelo levará em consideração os parâmetros orbitais e as características físicas do sistema, permitindo estudar a qualidade do enlace de dados entre os satélites envolvidos na missão. Dessa forma, será possível realizar análises precisas e detalhadas sobre a eficiência da comunicação em diferentes cenários orbitais. Uma vez que o módulo de simulação orbital e o modelo de comunicação estejam prontos, serão utilizadas missões espaciais descritas e modeladas na literatura para validar o modelo desenvolvido. Isso permitirá verificar se o sistema é capaz de reproduzir corretamente os resultados esperados e, ao mesmo tempo, fornecerá uma base sólida para comparações e análises futuras. Ao final do projeto, espera-se obter um módulo MATLAB funcional, que terá a capacidade de realizar estudos orbitais e análises de comunicação entre satélites.			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () SECRETO			