



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA  
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"  
Faculdade de Engenharia - Câmpus de São João da Boa Vista

Trabalho de Conclusão de Curso - Bacharelado em Engenharia Aeronáutica

# Aplicação de Algoritmos Genéticos em Manobras Espaciais

Aluno: Carlos Vinícius Bianchi Domingues

Professor orientador: Denilson Paulo Souza dos Santos

2024

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA  
FILHO”

Departamento de Engenharia Aeronáutica  
Trabalho de Conclusão de Curso

# Aplicação de Algoritmos Genéticos em Manobras Espaciais

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Departamento de Engenharia Aeronáutica da Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho” como requisito parcial para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Área(s) de concentração: Manobras Espaciais, Otimização.

Aluno: Carlos Vinícius Bianchi Domingues

Professor orientador: Denilson Paulo Souza dos Santos

Novembro, 2024

D671a Domingues, Carlos Vinícius Bianchi  
APLICAÇÃO DE ALGORITMOS GENÉTICOS EM  
MANOBRAS ESPACIAIS / Carlos Vinícius Bianchi  
Domingues. -- São João da Boa Vista, 2024  
51 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado -  
Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista  
(UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa  
Vista  
Orientador: Denilson Paulo Souza dos Santos

1. Astrodinâmica. 2. Órbitas. 3. Algoritmos genéticos. I.

Título.  
Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Dados  
fornecidos pelo autor(a).

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**APLICAÇÃO DE ALGORITMOS GENÉTICOS EM MANOBRAS ESPACIAIS**

Aluno: Carlos Vinicius Bianchi Domingues  
Orientador: Prof. Dr. Denilson Paulo Souza dos Santos

Banca Examinadora:

- Denilson Paulo Souza dos Santos (Orientador)
- Éder Luiz Oliveira (Examinador)
- Lucas Daniel Del Rosso Calache (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 19 de novembro de 2024

## Agradecimentos

Gostaria de abrir meus agradecimentos manifestando minha mais sincera gratidão a Deus, pois Ele, com sua sabedoria infinita, guiou-me e fortaleceu-me diante dos mais diversos desafios que enfrentei até este momento. Tenho fé nas palavras que dizem que Deus, em sua imensa bondade, jamais nos concederia fardos maiores do que os que suportaríamos, mesmo que aos nossos olhos mortais estes aparentassem ser intransponíveis. Para Ele, nada é impossível.

Além disso, gostaria de expressar meus mais sinceros agradecimentos à minha família, cujo apoio incondicional às minhas decisões foi fundamental para que eu pudesse alcançar meus objetivos e trilhá-los. Cada palavra dita, assim como cada gesto realizado, foi significativo para que meus anseios se tornassem realidade.

Em especial, dedico minha eterna gratidão à minha mãe, Rosângela de Cássia Bianchi, que, com muito esmero, carinho e atenção, dedicou-se integralmente à minha criação, contribuindo imensamente para o meu crescimento como pessoa. Com sua postura firme e inabalável, demonstrou a todos o verdadeiro significado de ser mãe. Sua força e dedicação inquestionáveis moldaram-me, permitindo-me descobrir que nenhum voo seria alto demais para ser alçado.

Estendo minha mais profunda gratidão ao meu padrinho, Angelo Bianchi Júnior, de quem tenho o maior orgulho de ser afilhado e chamá-lo de pai. Ele desempenhou importantes papéis ao longo da minha vida: herói, professor e pai. Por meio de seu conhecimento, transmitiu-me, em essência, lições que transcendem a sala de aula, moldando de forma profunda meu caráter. Sua presença foi um exemplo inestimável de amor, responsabilidade e orientação.

Menciono também meu amado primo Miguel da Costa Bianchi, a quem pude servir de amigo, irmão e professor em diversas ocasiões. Tenho extremo orgulho da pessoa em que ele se tornou, e sei que será motivo de muitas comemorações para nossa família. Obrigado por estar em minha vida e por fazer parte das melhores partes dela.

Meus avós, Sr. Angelo Bianchi e Sra. Wilma Chiozzo Bianchi, também merecem destaque especial neste momento. Desde antes do meu nascimento, minha avó já me aguardava com imenso amor e carinho, desejando o melhor para mim. Quanto ao meu avô, o que dizer sobre ele? Suas histórias sempre me inspiraram e influenciaram de maneira extraordinária meus gostos e desejos. Momentos compartilhados, como os fins de semana em que assistíamos à Fórmula 1, são lembranças inestimáveis que levarei comigo para sempre.

Recordo com carinho momentos únicos em que ele esteve ao meu lado, ensinando-me lições valiosas, como minhas primeiras orientações ao volante e meu aprendizado inicial a bordo de uma bicicleta. Em sua memória, cito os versos da canção de Nelson Gonçalves e Raphael Rabello, que traduzem a imensa saudade que sinto:

*"Naquela mesa ele contava histórias  
Que hoje na memória eu guardo e sei de cor  
Naquela mesa ele juntava gente  
E contava contente o que fez de manhã..."*

Além disso, registro minha eterna gratidão ao Sr. Geudy Pereira da Costa, sogro do meu padrinho, que foi responsável por me apresentar ao fascinante e inigualável mundo da aviação quando eu ainda era apenas um jovem garoto. Tenha a certeza de que jamais esquecerei do primeiro avião de papel que lhe entreguei como presente. Sua influência foi determinante na escolha da minha trajetória profissional.

À Isabelle Alcantara Domingos, minha doce pequena, dedico estas palavras com imensa gratidão por estar ao meu lado, especialmente em dois momentos tão cruciais e marcantes de minha vida: no prelúdio do sonho que hoje se concretiza e na conclusão desta jornada que trilhei até aqui. Sua presença guiou-me como um farol que orienta marinheiros em um barco até que alcancem a praia, iluminando meus dias e trazendo contínua inspiração e motivação. Como bem disse Carlos Drummond de Andrade: 'O amor foge a dicionários e regulamentos vários.'

Agradeço também, com imenso carinho, a todos os professores que contribuíram para minha jornada acadêmica até este momento. Sou profundamente grato, pois o professor é a única profissão que forma todas as outras. Em especial, manifesto minha eterna gratidão ao meu orientador, Dr. Denilson Paulo Souza dos Santos, que, desde o início do meu bacharelado, guiou-me e abriu portas para o vasto e extraordinário universo da pesquisa, contribuindo de maneira significativa para o meu desenvolvimento acadêmico.

Aos meus colegas, com os quais pude partilhar experiências, desafios e aprendizados, dirijo minha gratidão. A convivência e os momentos compartilhados foram essenciais, tornando essa jornada ainda mais enriquecedora. Em especial, menciono dois amigos que acompanharam de perto meus mais diversos passos: João Vitor Silva e Giulia Silva Lelis.

Encaminhando estes agradecimentos ao final, expresso minha gratidão a todas as pessoas que cruzaram meu caminho ao longo desses 22 anos, pois cada interação, por menor que tenha sido, deixou uma marca em minha vida. Saiba que, por mais negativas que algumas dessas experiências tenham sido, elas contribuíram para meu aprimoramento, forjando a melhor versão de mim mesmo.

Por fim, encerro estes agradecimentos com as palavras de Carlos Drummond de Andrade, que tanto me inspiram: "Vá, Carlos, ser gauche na vida." Que essas palavras me lembrem sempre da importância de seguir em frente, acolhendo os desafios e aprendizados que a vida reserva.

*A vida me ensinou a nunca desistir  
Nem ganhar, nem perder, mas procurar evoluir  
Podem me tirar tudo que tenho  
Só não podem me tirar as coisas boas que eu já fiz pra quem eu amo  
E eu sou feliz e canto, o Universo é uma canção  
E eu vou que vou;  
(Charlie Brown Jr.)*

## Resumo

Tem-se como um problema em voga o crescimento no número de detritos espaciais, o qual é gerado pelo aumento da população de ativos em órbita. Esse crescimento é devido ao aumento do número de lançamentos orbitais com o passar do tempo. Por certo que esse cenário ameaça a mobilidade e a segurança das operações espaciais, logo, justifica-se a necessidade e o uso de manobras de evasão para assim evitar colisões, e de transferências orbitais eficientes, minimizando o consumo de combustível a bordo, por conseguinte prolongando a vida útil desses ativos. A relevância dessa proposta se mostra através da adoção de algoritmos genéticos como ferramenta para a busca dessas manobras otimizadas, evidenciando a eficiência dos mesmos para solução de problemas complexos de otimização, que apresentem múltiplas variáveis e restrições embutidas. Essa abordagem oferece como vantagem uma solução de alta precisão para o cálculo dos vetores de estado orbital, como  $\vec{r}$  e  $\vec{v}$ , além do vetor de tempo (época), determinado pela trajetória do corpo orbital. Essa abordagem não apenas atende à demanda imediata de segurança operacional em órbita, mas também se alinha com as necessidades globais de sustentabilidade e eficiência no ambiente espacial. Como resultado, obteve-se com sucesso a otimização dos valores propostos para os impulsos gerados durante o processo de transferência orbital.

**Palavras-chave:** ativos; orbital; algoritmo genético; otimização.

## Abstract

The growing number of space debris, generated by the increasing population of assets in orbit, stands as a pressing issue. This growth is attributed to the rise in orbital launches over time. Undoubtedly, this scenario threatens the mobility and safety of space operations, thereby justifying the need for and the use of evasive maneuvers to avoid collisions, as well as efficient orbital transfers to minimize onboard fuel consumption, consequently extending the lifespan of these assets. The relevance of this proposal lies in the adoption of genetic algorithms as a tool for seeking optimized maneuvers, highlighting their efficiency in solving complex optimization problems involving multiple variables and embedded constraints. This approach offers the advantage of providing high-precision solutions for calculating orbital state vectors, such as  $\vec{r}$  and  $\vec{v}$ , as well as the time vector (epoch) determined by the orbital trajectory. Not only does this approach meet the immediate demand for operational safety in orbit, but it also aligns with global needs for sustainability and efficiency in the space environment. As a result, the optimization of the proposed values for the impulses generated during the orbital transfer process was successfully achieved.

**Keywords:** assets; orbital; genetic algorithm; optimization.

## Lista de Figuras

3.1 – Simulação de órbita Terrestre Baixa, do inglês <i>Low Earth Orbit</i> (LEO).....	17
3.2 – Número de Objetos em órbita LEO.....	17
3.3 – Simulação de distribuição instantânea de Satélites Starlink.....	18
3.4 – Custo de lançamento por kg para órbita LEO vs. data do primeiro lançamento do dispositivo.....	19
3.5 – Manobras de evasão realizadas pela ISS para evitar colisões.....	20
3.6 – Representação gráfica da 1ª lei de Kepler.....	22
3.7 – Representação gráfica da 2ª Lei de Kepler.....	23
3.8 – Estrutura equatorial geocêntrica e os elementos orbitais.....	24
3.9 – Manobras de Hohmann.....	28
3.10 – Transferência Bi-elíptica.....	30
3.11 – Esquema de um Algoritmo Genético simples.....	32
4.1 – Resultado gerado pelo GA.....	36
4.2 – Resultado gerado pelo GA.....	37
4.3 – Resultado gerado pelo GA.....	38

## **Lista de Tabelas**

Tabela 1 – Dados fornecidos pelo GA.....	35
--	----

## Lista de Siglas

- ESA** Agência Espacial Europeia.
- GA** Algoritmo Genético, do inglês *Genetic Algorithm*.
- IA** Inteligência Artificial, do inglês *Artificial Intelligence*.
- LEO** Orbita Terrestre Baixa, do inglês *Low Earth Orbit*.
- POO** Programação Orientada a Objetos.

## Lista de Símbolos

$\mu$	Parâmetro gravitacional
$r_1$	Raio da primeira órbita
$r_2$	Raio da órbita intermediária
$r_f$	Raio da órbita final
$d_1$	Menor distância entre o centro de massa do sistema e o objeto
$d_2$	Maior distância entre o centro de massa do sistema e o objeto
$P_1$	Período da órbita inicial
$M$	Massa do corpo maior
$m$	Massa do corpo menor
$G$	Constante universal da gravitação

# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>13</b>
<b>2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>15</b>
<b>3</b>	<b>Fundamentação Teórica</b>	<b>16</b>
3.1	Revisão Histórica: Exploração Espacial	16
3.2	Definição da Problemática	17
3.2.1	Contextualização da Necessidade do Estudo de Manobras de Evasão e Transferência Orbital	19
3.3	Manobras de Evasão: Princípios e Utilidades	21
3.3.1	Leis do Movimento Planetário	21
3.3.2	Elementos Orbitais	24
3.3.3	Transferência de Hohmann	27
3.3.4	Transferência Bi-elíptica	29
3.4	Algoritmo Genético	31
3.4.1	Esquema Lógico	31
3.4.2	Propriedades e Utilizações	32
<b>4</b>	<b>Resultados e Discussão</b>	<b>34</b>
4.1	10000 Iterações	36
4.2	20000 Iterações	37
4.3	30000 Iterações	38
<b>5</b>	<b>Conclusão</b>	<b>39</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>40</b>
	<b>Glossário</b>	<b>43</b>

## Introdução

Muito se fala sobre as perspectivas e usos da *IA* atualmente, tratando-se de um assunto em voga, e com amplo uso nos mais diversos setores da sociedade. Contudo, o uso desse termo, e sua história remontam de muito tempo antes, sendo a primeira aparição do termo *IA* datado de 1956, quando John McCarthy (Boston, 4 de setembro de 1927 — Stanford, Califórnia, 23 de outubro de 2011), cientista da computação estadunidense, realizou um *Workshop* de verão na Faculdade de Dartmouth sobre "*IA*" [1]. Porém, o interesse em *IA* remonta de anos antes desse momento.

Alan Mathison Turing (Londres, 23 de junho de 1912 — Wilmslow, Cheshire, 7 de junho de 1954), é considerado por muitos o "pai da computação". Matemático, cientista da computação e criptógrafo, Alan Turing teve forte influência no desenvolvimento e formalização dos conceitos de algoritmo e computação, criando ainda durante a 2ª Guerra Mundial (1939-1945) uma máquina capaz de quebrar a criptografia utilizada pela máquina Enigma, equipamento utilizado pelos nazistas para codificar mensagens. Em outubro de 1950, Turing publicou um estudo [2] propondo um teste de inteligência de máquina, sendo assim, uma ideia que antecedeu o uso do termo *IA*.

Ainda durante a década de 1950, Arthur Lee Samuel (Emporia, Kansas, 5 de dezembro de 1901 – Stanford, Califórnia, 29 de julho de 1990) publicou um artigo [3] sobre o uso de *Machine Learning*, sendo investigados dois procedimentos de aprendizado de máquina, utilizando o jogo de damas. Dessa forma sendo possível verificar se um computador pode ser programado para que seja um "jogador" melhor do que seu criador. Dessa forma, Arthur Samuel foi o primeiro a utilizar o termo *Machine Learning*.

Atualmente o uso de *IA* se tornou muito popular, sendo aplicado em diversos contextos, e possuindo diversos formatos. Marcas vêm reforçando o uso do termo para disseminar que seus produtos possuem a aplicação de *IA*, mas o grande questionamento permanece, o que é *IA* e como pode ser definida?

Uma definição comum, citada por [4], é que "*IA* trata-se de uma tecnologia que permite que máquinas imitem várias habilidades humanas complexas", já [5] diz que em uma definição mais ampla, a *IA* é equiparada a algoritmos, porém, os algoritmos são anteriores a ela, sendo amplamente utilizados fora deste campo. Em uma definição mais estrita, *IA* seria uma imitação da inteligência humana, pelos computadores, porém, isso implicaria que ela não existe no momento. Além disso, muitas vezes a *IA* é tida como a tecnologia mais recente, sendo um dos enormes impulsionadores disso, o progresso em áreas como o *Machine Learning*, e mais ultimamente com o *Deep Learning*. Sendo assim, sua definição está ligada à evolução desta.

Nesse contexto, diversas soluções em diferentes campos da sociedade utilizam por vezes algoritmos de predição para alcançarem resultados e buscarem métodos de solucionar problemas, como

também modelar sistemas evolucionários [6], contudo, seu emprego não se restringe somente a isto. Um *GA*, trata-se de uma técnica que busca soluções aproximadas em problemas de otimização e busca, sendo desenvolvido por John Henry Holland (Fort Wayne, 2 de fevereiro de 1929 - Ann Arbor, 9 de agosto de 2015).

Trazendo um breve histórico, Charles Darwin (Shrewsbury, 12 de fevereiro de 1809 – Downe, 19 de abril de 1882) foi um naturalista britânico, que em 1858 apresentou a teoria evolucionária, através da seleção natural, e posteriormente, no ano de 1859, publicou o livro "*Origin of the Species*" [7] com sua teoria completa. Em conjunto com esse fato, o trabalho de Gregor Johann Mendel O.S.A. (Heinzendorf bei Odrau, 20 de julho de 1822 — Brno, 6 de janeiro 1884), intitulado "*Experiments in plant hybridization*" [8] foi redescoberto pelos cientistas. Com isso, essas duas ideias combinadas fundamentaram o princípio básico da Genética Populacional, sendo que a variabilidade entre indivíduos que se reproduzem de maneira sexuada é resultado de mutação e recombinação gênica.

Entre 1950 e 1960, estudiosos começaram a simular de maneira computacional, sistemas genéticos, sendo que John Holland foi um dos pioneiros na pesquisa sobre esse tema. Em 1975 publicou o livro "*Adaptation in Natural and Artificial Systems*" [9], fundamentando o caminho para a pesquisa de *GAs*. Desde então, esses algoritmos são utilizados em diversos problemas que envolvem otimização e *Machine Learning*.

Sendo assim, o *GA* trata-se de uma transcrição para linguagem de programação, dos procedimentos que acontecem na natureza, durante o processo de formação de um novo indivíduo. Sendo que durante a seleção, uma nova população é gerada, fazendo cópias de indivíduos bem-sucedidos, e eliminando o restante, inserindo assim como na natureza, probabilidade de mutação e *Crossing-over*.

Dado o intuito da busca por manobras otimizadas de evasão e de transferência orbital, o algoritmo genético torna-se uma escolha adequada para a solução da problemática, uma vez que as características desse estudo se enquadram na natureza do problema descrito, devido ao espaço de busca complexo, restrições e objetivos impostos, flexibilidade na representação das soluções, como também buscar soluções não intuitivas. Além disso, há a possibilidade de comparação com manobras ótimas, como nesse caso, a transferência de Hohmann.

Para o caso desejado, o *GA* será aplicado para obtenção de uma resposta otimizada de uma manobra de transferência orbital, pois deseja-se minimizar o consumo de combustível durante a realização da mesma, uma vez que este trata-se de um recurso escasso, não sendo possível renová-lo durante uma missão espacial.

## Objetivos

Esta investigação possui como objetivo geral obter manobras de transferência orbital que visem uma maior eficiência no consumo de combustível, através de soluções otimizadas pelo uso e exploração da aplicação de um algoritmo de resolução que utilize *GA*.

Dentre os objetivos específicos, tem-se a análise da transferência orbital de Hohmann, um caso clássico da matéria, sendo explorado ao longo do texto o contexto também da manobra bi-elíptica tri-impulsiva, uma vez que a manobra de Hohmann poderia ser entendida como um caso particular da mesma.

Aliado a esse fato, será estudado e explicitado o funcionamento de um *GA* e sua aplicação dentro do contexto da dinâmica orbital e das manobras de evasão e transferência orbital, explorando a natureza heurística do mesmo, e parâmetros intrínsecos a ele, como o processo de seleção natural, como também seu eficiente uso na busca de soluções ótimas para diversos problemas.

Dentro desse contexto, é esperado que se otimize os impulsos realizados pela estrutura espacial, promovendo uma pequena variação de sua velocidade nos momentos inicial e final da manobra, sendo o tempo livre para oscilar, dessa forma prolongando a vida útil do ativo espacial.

# Fundamentação Teórica

## 3.1 Revisão Histórica: Exploração Espacial

Sir Isaac Newton (Woolsthorpe-by-Colsterworth, 4 de janeiro de 1643 – Kensington, 31 de março de 1727) foi um filósofo, físico e astrônomo, amplamente reconhecido por inúmeros feitos nos mais diversos campos das exatas, sendo figura chave na Revolução Científica iniciada no século XVI. Em seu livro *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, Newton formulou as bases das leis de movimento e gravitação, sendo posteriormente substituídas pela teoria da relatividade de Albert Einstein (Ulm, 14 de março de 1879 – Princeton, 18 de abril de 1955). Suas ideias são utilizadas até o momento para descrição de inúmeros fenômenos, sendo palco da Física Newtoniana.

Sendo assim, evidencia-se que a curiosidade humana, como também, os interesses do homem pelo espaço remonta de muito tempo atrás, sendo que antes mesmo de Newton, civilizações já se direcionavam aos céus expressando curiosidade e catatonismo. Seguindo a cronologia, séculos após as descobertas de Newton e outros cientistas, mais especificamente em 4 de outubro de 1957, o homem lança para além da órbita terrestre o primeiro satélite artificial na história, Sputnik-1, utilizando como base seus conhecimentos. Desde então, investimentos substanciais têm sido feitos no setor, dado a versatilidade que a área possui, como também, os interesses que ela atende.

Nos últimos anos, diversas empresas têm se destacado no cenário, devido às inovações criadas e inseridas no mercado, principalmente considerando os ativos espaciais, entre eles, especialmente os satélites. Empresas como a americana *SpaceX* têm trazido importantes avanços nesse sentido, como por exemplo a tecnologia Starlink, uma importante constelação de satélites que disponibiliza internet aos seus usuários.

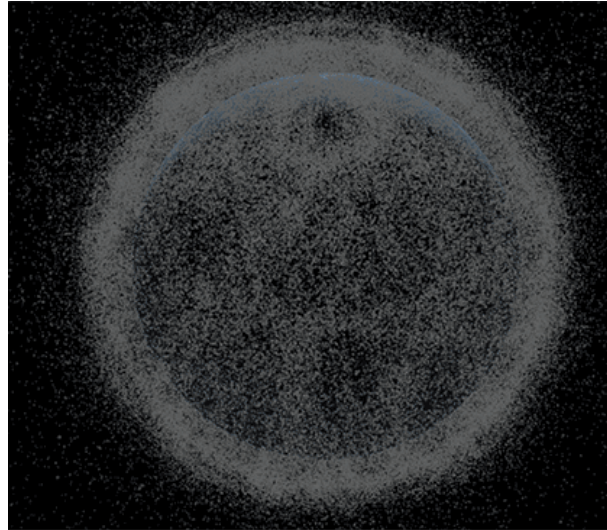
Tendo em vista esse cenário, percebe-se que devido ao salto em número, dos ativos espaciais presentes na órbita terrestre, houve a inserção de uma nova problemática: a presença de Detritos Espaciais, que em 2015 já acumulava um total de 6 toneladas em órbita terrestre [10]. De acordo com a Agência Espacial Europeia (ESA), modelos científicos estimam que há um número total de Detritos Espaciais em órbita da ordem de:

- 29000, para partículas maiores que 10 cm;
- 670000, para partículas maiores que 1 cm;
- Mais de 170 mi para partículas que possuam tamanho maior que 1 mm.

Por tais razões inclusive a ESA busca maneiras de monitorar os detritos espaciais presentes em órbita, propondo inclusive soluções ao aumento desses números, através de estudos de mitigação

realizados. Na Figura 3.1 percebe-se uma simulação realizada em 2013 para um cenário futuro das órbitas LEO.

**Figure 3.1 - Simulação de órbita LEO**

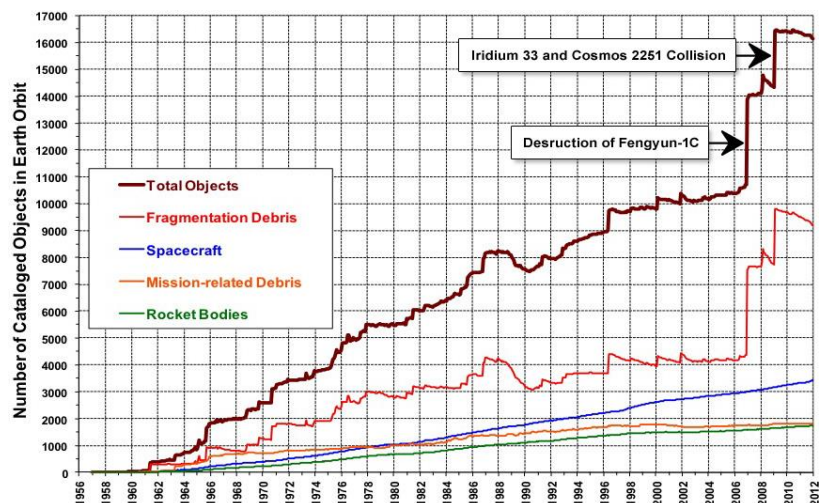


Fonte: Referência [11]

## 3.2 Definição da Problemática

Dado o contexto, o principal problema causado é a disputa pelo tão já disputado espaço em órbita, uma vez que devido ao aumento constante de ativos espaciais, movimentando essa economia, como também, em consequência disso o aumento de Detritos Espaciais, como pode ser visto na Figura 3.2, faz com que a probabilidade de choques em órbita aumente cada vez mais.

**Figure 3.2 - Número de Objetos em órbita LEO**



Fonte: Referência [12]

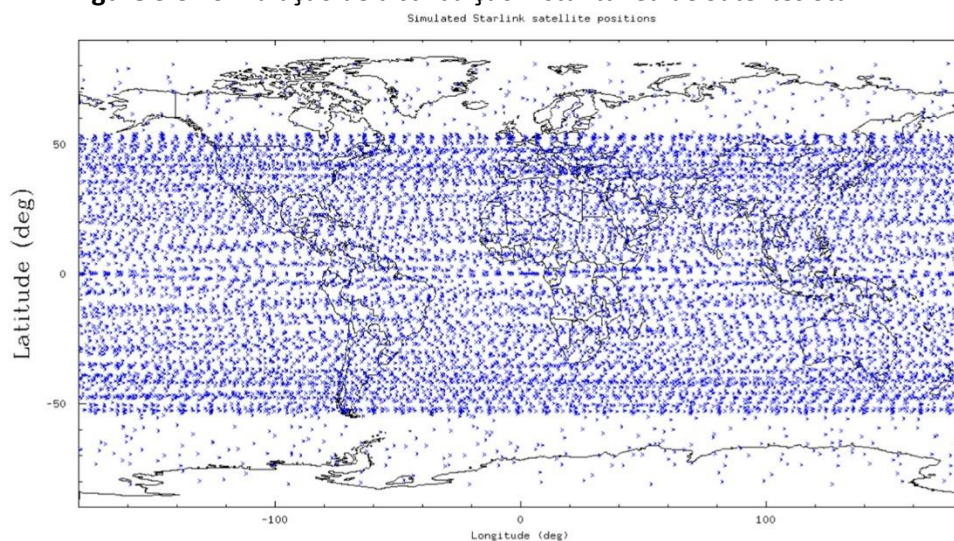
Detritos que possuam maiores dimensões possuem um rastreio mais fácil, sendo por vezes itens como *Upper Stages*, *Rocket Bodies* ou *Defunct Stages*, contudo, os detritos podem apresentar diferentes origens, variando a causa que os originou. Como exemplo, pode-se citar um caso onde em 2021, a Rússia

intencionalmente explodiu um satélite utilizando mísseis, o que gerou detritos, e por sua vez, fez com que houvesse a necessidade da realização de uma manobra de transferência de órbita da ISS, para desviar desses detritos gerados.

Por sua vez, se tratando do ambiente espacial, também é necessário informar que, dado sua natureza, este corrobora para que haja um aumento desses detritos, dado a constante exposição de objetos à radiação ultravioleta, como também a infusão de oxigênio nesses corpos, elemento extremamente reativo, causando por sua vez erosão desses objetos [13]. Por sua vez isso faz com que camadas utilizadas para a proteção térmica desses ativos se desprendam da superfície, gerando então *Paint Flakes*.

Além do contexto definido da presença de Detritos Espaciais, também necessita-se determinar o risco apresentado pelo próprio aumento do número de ativos espaciais, muitas vezes motivado pelo espaço ser considerado um domínio de conquista. Números mostram que, em setembro de 2024, somente observando o sistema Starlink, haviam 6426 satélites pertencentes ao sistema, em órbita, sendo desses, 6371 operando ativamente. Através da Figura 3.3, fica evidente os impactos que a constelação de satélites Starlink, da empresa *SpaceX* representa, com uma grande densidade desses ativos em faixas de até 53° de latitude terrestre [14].

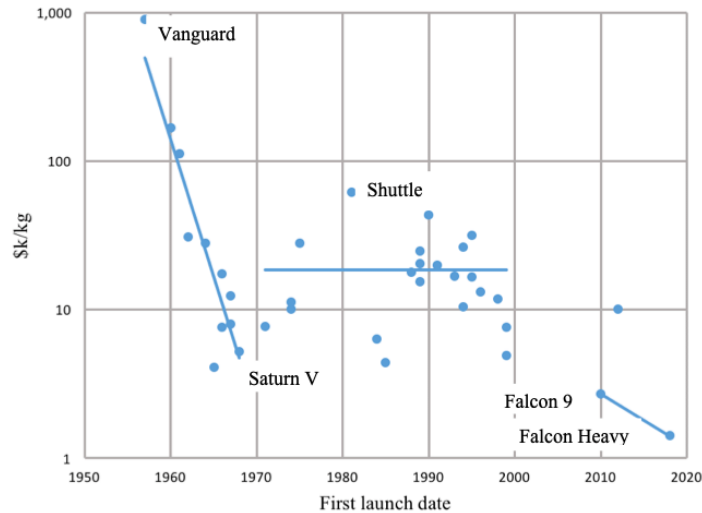
**Figure 3.3 - Simulação de distribuição instantânea de Satélites Starlink**



*Fonte: Referência [14]*

Segundo [15], o desenvolvimento de sistemas de lançamento comercial reduziu de maneira substancial o custo do lançamento espacial, fazendo com que o lançamento de satélites em órbita LEO passasse a custar cerca de US\$ 2720/kg, contra US\$ 54500/kg no lançamento do ônibus espacial para a mesma finalidade. Logo, percebe-se que houve uma redução de cerca de 20 vezes no custo de lançamento por kg lançando em órbita terrestre baixa, o que pode ser visto na Figura 3.4. Percebe-se então que essa diminuição do custo pode ter servido de fator para que o aumento do número de objetos em órbita tivesse um salto em quantidade.

**Figure 3.4 - Custo de lançamento por kg para órbita LEO vs. data do primeiro lançamento do dispositivo**



*Fonte: Referência [15]*

Dessa forma, conclui-se que devido ao adensamento populacional de satélites em órbita terrestre, bem como, devido a isso, a presença de Detritos Espaciais como também, o seu aumento, evidenciam um aumento constante no risco de colisão com dispositivos, e nesse contexto, uma colisão mostra-se economicamente catastrófica, pois além de causar prejuízos ao operador do dispositivo, também prejudica os sistemas conectados a este, acarretando em maiores prejuízos, que por vezes não conseguem ser mensurados.

### 3.2.1 Contextualização da Necessidade do Estudo de Manobras de Evasão e Transferência Orbital

O estudo de manobras espaciais ótimas que buscam minimizar o consumo de propelente para objetos e dispositivos que realizam missões espaciais, sejam elas interplanetárias ou não, é um importante campo de pesquisa e promove um salto no desenvolvimento de tecnologias espaciais [16]. Sendo que a inserção do uso de *GAs* se faz presente no conjunto dos estudos de manobras de transferências orbitais.

A literatura acerca de manobras ótimas, como também sobre problemas que envolvem órbitas de transferência é extensa, sendo um campo altamente rico em trabalhos, publicações e pesquisas. Robert Hutchings Goddard (Worcester, 5 de outubro de 1882 — Baltimore, 10 de agosto de 1945) foi um físico experimental estadunidense, que em muito contribuiu com os primeiros estudos sobre a área [\cite{Goddard1919}](#), assim como Walter Hohmann (Hardheim, Alemanha, 18 de março de 1880 – Essen, Alemanha, 11 de março de 1945), engenheiro alemão que contribuiu de maneira fundamental para a compreensão da dinâmica orbital, com seus primeiros estudos datando da mesma época que Goddard [18].

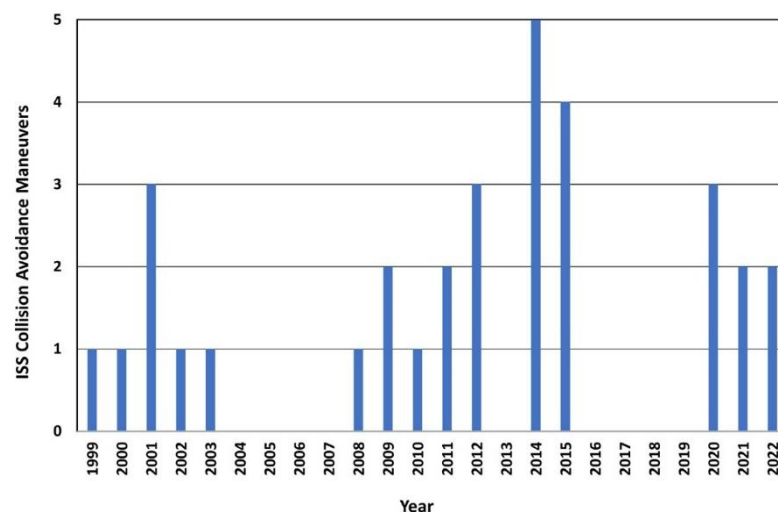
Sendo que mais adiante, essa linha de pesquisa seria expandida, apresentando estudos que compreendem:

- Manobras com mudança de plano [19, 20];
- Situações de tempo fixo [21, 22];
- Problemas de encontro (*Rendezvous*) [23, 24];
- Missões Terra-Lua [25, 26];
- Transferências sob restrições de tempo [27,28];
- Manobras de impulsos fixos [29];
- Combinação de manobras impulsivas com passagens próximas a corpos celestes (Manobras assistidas gravitacionalmente) [30, 31, 32].

Nesse sentido, conhecido a alarmante ocorrência de colisões, dado o fato já mencionado na Seção 3.2, é necessário dizer que se faz em pauta a possibilidade de ocorrência de colisão entre um satélite ativo, por exemplo, externando o potencial catastrófico para a missão, e os investimentos retidos no projeto. Também deve ser lembrado que há colisões envolvendo os detritos, sendo isso um evento já observado. Logo, tais fenômenos contribuem na criação de um maior número de Detritos Espaciais, aumentando o número dessas conjunções. Esse fato leva a um efeito em cascata, criando regiões de cinturões de detritos, sendo um fenômeno conhecido como Síndrome de Kessler [33].

Portanto, se faz necessário o investimento de recursos em estudos dedicados a essa linha de pesquisa, visando proteger os ativos em órbita, como também, missões futuras. Na Figura 3.5 mostra-se um histórico do número de manobras de evasão realizadas pela ISS como exemplo do uso dessas manobras.

**Figure 3.5 - Manobras de evasão realizadas pela ISS para evitar colisões**



*Fonte: Referência [12]*

### 3.3 Manobras de Evasão: Princípios e Utilidades

Dentro do contexto estudado, manobras de evasão são utilizadas para reduzir o risco de colisão, a uma conjunção, ou seja, o evento de dois objetos presentes em órbita se aproximarem suficientemente, apresentando uma distância pequena entre eles, mas ainda acima do limite de segurança estabelecido pelo agente controlador do ativo. Sendo parte do planejamento, a manobra realizada deve aumentar a distância de separação entre os objetos (ativo e detrito), diminuindo conseqüentemente a probabilidade de colisão entre ambos.

Ademais, sabendo que o propelente presente na estrutura trata-se de recurso escasso, não podendo ser "reabastecido", com isso é importante que a quantidade de combustível presente seja mantida em um nível adequado para suprir futuras manobras que o dispositivo necessite realizar, seja ela qual for, exemplo, correção de órbita, evasão ou mudança de órbita, buscando evitar que a vida operacional do item seja afetada.

#### 3.3.1 Leis do Movimento Planetário

Johannes Kepler (Weil der Stadt, 27 de dezembro de 1571 — Ratisbona, 15 de novembro de 1630) foi um astrônomo e matemático alemão que trouxe à luz o conhecimento sobre um simples conjunto de leis que descreviam com precisão os movimentos planetários. Kepler e Galileo di Vincenzo Bonaulti de Galilei, mais conhecido como Galileu Galilei (Pisa, 15 de fevereiro de 1564 — Florença, 8 de janeiro de 1642), coexistiram na mesma época, contudo, Galileu veio a se tornar famoso devido às suas observações à partir do uso de telescópios, enquanto Kepler se mostrou totalmente teórico, baseando seu trabalho quase por inteiro nas observações de Tycho Brahe (Skåne, Dinamarca, 14 de dezembro de 1546 — Praga, 24 de outubro de 1601) [34].

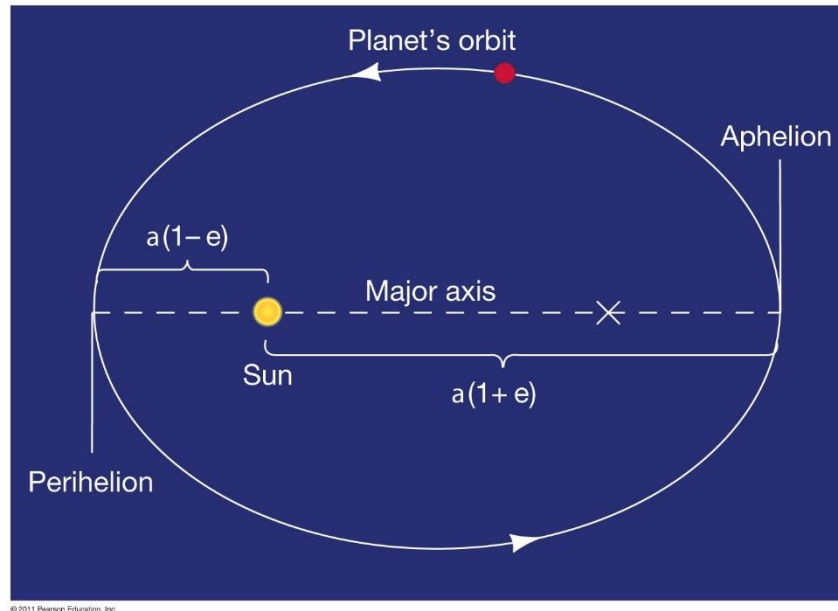
Kepler teve como objetivo encontrar descrições simples do sistema solar, buscando um princípio unificador para que explicasse os movimentos planetários, evitando o uso de Epiciclos, e que se encaixasse dentro da estrutura adotada pelo modelo de Nicolau Copérnico (Toruń, 19 de fevereiro de 1473 — Frauenburgo, 24 de maio de 1543) e ao mesmo tempo, das observações relatadas por Tycho. Dessa forma Kepler, após longos anos de trabalho, conseguiu resumir os movimentos de todos os planetas conhecidos, incluindo a Terra, nas três leis do movimento planetário que levam seu nome, conhecidas como Leis de Kepler.

#### Leis de Kepler

**1ª Lei – Lei das Elipses**      Enunciando a Lei das Elipses: "A órbita de cada planeta é uma elipse, com o Sol situado em um dos focos." Ou seja, de maneira genérica, a órbita de um corpo que esteja sujeito a um campo de força central é uma cônica (elipse, hipérbole ou parábola), sendo o foco dela o centro de atração gravitacional. No caso de uma elipse, o somatório das distâncias até os focos é

constante, e igual ao dobro do seu semi-eixo maior. Para uma órbita planetária em específico, o semi-eixo maior é a distância média entre o Sol e o planeta, como pode ser visto na Figura 3.6.

**Figure 3.6 - Representação gráfica da 1ª Lei de Kepler**

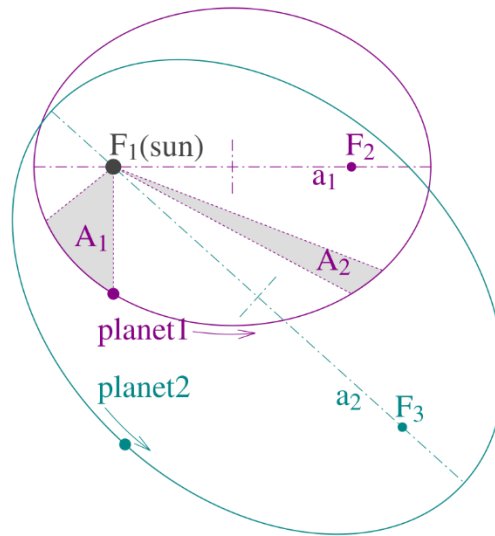


*Fonte: Referência [35]*

**2ª Lei - Lei das Áreas** Enunciando a Lei das Áreas: "Uma linha imaginária conectando o Sol a qualquer planeta varre áreas iguais da elipse em intervalos iguais de tempo." Dessa forma, percebe-se através da Figura 3.7 que planetas que estejam mais próximos ao Sol, movem-se mais rápido se comparados aos que estão mais distante. Importante mencionar que essas leis não se restringem somente aos planetas, também sendo aplicáveis a corpos como satélites, por exemplo.

Essa lei trata-se de uma consequência da conservação do momento angular, pois trata-se de um sistema composto por dois corpos, no qual a massa de um deles, no caso avaliado, é muito maior que a do outro corpo envolvido, a exemplo, um planeta.

Figure 3.7 - Representação gráfica da 2ª Lei de Kepler



Fonte: Referência [36]

**3ª Lei - Lei Harmônica** Enunciando a Lei Harmônica: "O quadrado do período orbital de um planeta é proporcional ao cubo do seu semi-eixo maior." Para chegar a essa conclusão, necessita-se de um desenvolvimento matemático, partindo da equivalência entre a força gravitacional e a força centrípeta, sendo a solução presente na Equação 3.4 para o caso de uma órbita circular, porém, podendo ser generalizada na Equação 3.5.

#### Força Gravitacional

$$F_G = \frac{GMm}{r^2} \quad (3.1)$$

#### Força Centrípeta

$$F_{cp} = \frac{mV^2}{r} \quad (3.2)$$

#### Período para uma órbita circular

$$T = \frac{2\pi r}{V} \quad (3.3)$$

Nesse sentido,

$$\begin{aligned} \frac{GMm}{r^2} &= \frac{mV^2}{r} \\ \Rightarrow \frac{GM}{r} &= \frac{V^2}{r} \\ \Rightarrow \frac{GM}{r} &= \frac{4\pi^2 r^2}{T^2} \\ \therefore \frac{T^2}{r^3} &= \frac{4\pi^2}{GM} = cte \quad (3.4) \end{aligned}$$

Ou para o caso generalizado,

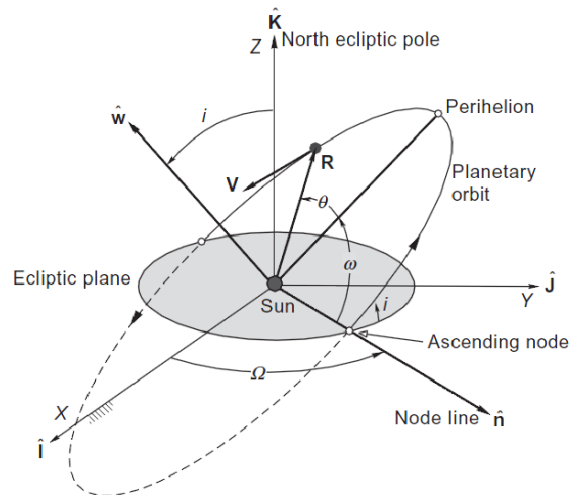
$$\frac{T^2}{(d_1 + d_2)^3} = \frac{4\pi^2}{G(M + m)} = cte \quad (3.5)$$

Com  $G = 6,67430 \cdot 10^{-11} \frac{Nm^2}{kg^2}$

### 3.3.2 Elementos Orbitais

Para que seja possível definir uma órbita no plano espacial requer-se a priori dois parâmetros: excentricidade e momento angular, sendo que outros parâmetros, como semieixo maior, energia específica e período (para o caso de elipse) são obtidos através de ambos. Para que seja possível localizar um ponto em uma órbita requer-se um terceiro parâmetro, a anomalia verdadeira, levando ao tempo desde o perigeu. Descrever a orientação da órbita em três dimensões requer parâmetros adicionais, conhecidos como ângulos de Euler, podendo ser visto a modelagem na Figura 3.8.

**Figure 3.8 - Estrutura equatorial geocêntrica e os elementos orbitais**



*Fonte: Referência [37]*

Sumarizando, há seis elementos orbitais, sendo respectivamente:

1. momento angular específico:  $h$ ;
2. inclinação:  $i$ ;
3. ascensão reta do nó ascendente:  $\Omega$ ;
4. excentricidade:  $e$ ;
5. argumento do perigeu:  $\omega$ ;
6. anomalia verdadeira:  $\theta$ .

Vale notar que o momento angular, como também a anomalia verdadeira são frequentemente repostos pelo semieixo maior  $a$  e pela anomalia média  $M$ , respectivamente.

Para obter os elementos orbitais através do vetor de estados deve-se realizar o seguinte procedimento:

#### **Cálculo da distância**

$$r = \sqrt{\mathbf{r} \cdot \mathbf{r}} = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$$

### Cálculo da velocidade

$$v = \sqrt{\mathbf{v} \cdot \mathbf{v}} = \sqrt{v_X^2 + v_Y^2 + v_Z^2}$$

### Cálculo da velocidade radial

$$v_r = \mathbf{r} \cdot \frac{\mathbf{v}}{r} = \frac{Xv_X + Yv_Y + Zv_Z}{r}$$

Se  $v_r > 0$ , o objeto está se afastando do perigeu, sendo que se  $v_r < 0$ , ele está em direção ao mesmo.

### Cálculo do momento angular específico

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} = \begin{vmatrix} \hat{\mathbf{i}} & \hat{\mathbf{j}} & \hat{\mathbf{k}} \\ X & Y & Z \\ v_X & v_Y & v_Z \end{vmatrix}$$

### Cálculo da magnitude do momento angular específico (Primeiro elemento Orbital)

$$h = \sqrt{\mathbf{h} \cdot \mathbf{h}}$$

### Cálculo da inclinação (Segundo elemento Orbital)

$$i = \cos^{-1}\left(\frac{h_Z}{h}\right)$$

A inclinação  $i$  deve estar compreendida entre  $0^\circ$  e  $180^\circ$ , não existindo ambiguidade de quadrante, e se estiver no intervalo  $90^\circ < i \leq 180^\circ$  a órbita é retrógrada.

### Cálculo do vetor da linha do nodo

$$\mathbf{N} = \hat{\mathbf{K}} \times \mathbf{h} = \begin{vmatrix} \hat{\mathbf{i}} & \hat{\mathbf{j}} & \hat{\mathbf{k}} \\ 0 & 0 & 1 \\ h_X & h_Y & h_Z \end{vmatrix}$$

### Cálculo da magnitude do vetor da linha do nodo

$$N = \sqrt{N \cdot N}$$

### Cálculo da ascensão reta do nodo ascendente (Terceiro Elemento Orbital)

$$\Omega = \cos^{-1} \frac{N_x}{N}$$

Se  $\frac{N_x}{N} > 0$ , significa que  $\Omega$  está situado no primeiro ou quarto quadrante, sendo  $\frac{N_x}{N} < 0$ , segundo ou terceiro quadrante. Para que seja escolhido o quadrante certo, deve ser observado que o nodo ascendente está localizado no lado positivo do plano vertical XZ ( $0^\circ \leq \Omega < 180^\circ$ ), caso  $N_y > 0$ , por outro lado, se o nodo ascendente estiver localizado no lado negativo do plano XZ ( $180^\circ \leq \Omega < 360^\circ$ ),  $N_y < 0$ . Entretanto,  $N_y > 0 \Rightarrow 0^\circ < \Omega < 180^\circ$  e  $N_y < 0 \Rightarrow 180^\circ < \Omega < 360^\circ$ , ou seja:

$$\Omega = \begin{cases} \cos^{-1} \left( \frac{N_x}{N} \right), & \text{se } N_y \geq 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1} \left( \frac{N_x}{N} \right), & \text{se } N_y < 0 \end{cases}$$

### Cálculo do vetor excentricidade

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\mu} \left[ \left( v^2 - \frac{\mu}{r} \right) \mathbf{r} - r v_r \mathbf{v} \right]$$

### Cálculo da excentricidade (Quarto Elemento Orbital)

$$e = \frac{1}{\mu} \sqrt{(2\mu - rv^2)rv_r^2 + (\mu - rv^2)^2}$$

### Cálculo do argumento do perigeu (Quinto Elemento Orbital)

$$\omega = \cos^{-1} \left( \frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{N e} \right)$$

Para  $\mathbf{N} \cdot \mathbf{e} > 0$ , significa que  $\omega$  se encontra no primeiro ou no quarto quadrante, já para  $\mathbf{N} \cdot \mathbf{e} < 0$ ,  $\omega$  se encontra no segundo ou terceiro quadrante, tendo em vista que o perigeu situa-se acima do plano equatorial ( $0 \leq \omega < 180^\circ$ ) se  $\mathbf{e}$  apontar para cima, no sentido positivo de Z, sendo que o perigeu encontra-se abaixo do plano equatorial ( $180^\circ \leq \omega < 360^\circ$ ) se  $\mathbf{e}$  apontar para baixo. Contudo, é importante ressaltar que  $e_z \geq 0 \Rightarrow 0 < \omega < 180^\circ$  e  $e_z < 0 \Rightarrow 180^\circ < \omega < 360^\circ$ , logo:

$$\omega = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne}\right), se e_z \geq 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne}\right), se e_z < 0 \end{cases}$$

### Cálculo da anomalia verdadeira (Sexto Elemento Orbital)

Se  $\mathbf{e} \cdot \mathbf{r} > 0$ ,  $\theta$  localiza-se no primeiro ou quarto quadrante, caso  $\mathbf{e} \cdot \mathbf{r} < 0$ , então  $\theta$  está no segundo ou terceiro quadrante. Para que  $\theta$  esteja no quadrante correto é importante notar que se  $(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v} \geq 0)$ , o corpo está se afastando do perigeu, então  $0^\circ \leq \theta < 180^\circ$ , sendo que  $(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v} < 0)$  implica que o corpo está indo em direção ao perigeu, logo  $180^\circ \leq \theta < 360^\circ$ , então, simplificando:

$$\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left[\frac{1}{e}\left(\frac{h^2}{\mu r} - 1\right)\right], se v_r \geq 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1}\left[\frac{1}{e}\left(\frac{h^2}{\mu r} - 1\right)\right], se v_r < 0 \end{cases}$$

### 3.3.3 Transferência de Hohmann

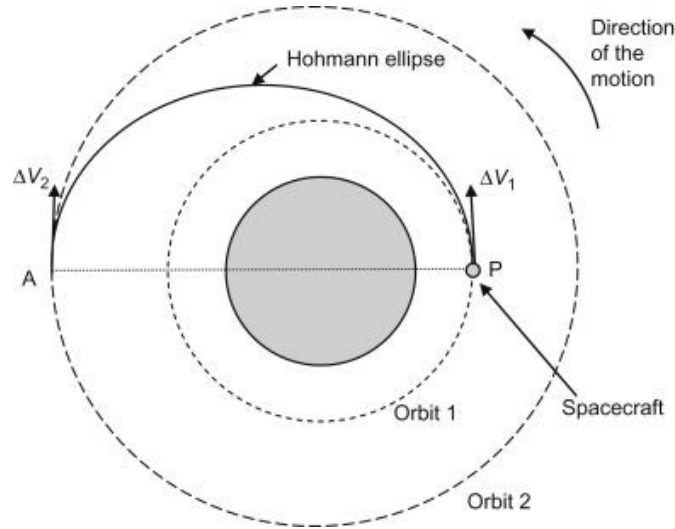
A manobra de transferência de Hohmann tem como objetivo transferir um veículo espacial entre duas órbitas circulares e coplanares que estejam no mesmo sentido, sendo o tempo como variável, não é estimado ou determinado, estando livre. Além disso, essa manobra está sujeita a um campo de força central, ocorrendo através de uma órbita de transferência elíptica bi-impulsiva. Além disso, a transferência de Hohmann é a manobra bi-impulsiva mais eficiente em termos de energia para esse tipo de transferência [37].

Esse tipo de manobra pode ser útil na classificação de estratégias de transferência orbital, dado o fato que a energia de uma órbita depende apenas do seu semieixo maior  $a$ , sendo possível visualizar a manobra na Figura 3.9. Segundo a Equação 3.6, a energia específica é negativa, sendo assim, aumentar a energia da mesma significa reduzir sua magnitude, tornando  $\varepsilon$  menos negativo. Logo, maior seu semieixo maior, mais energia a órbita possui.

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.6)$$

Com  $\mu = G(m_1 + m_2)$

Figure 3.9 - Manobras de Hohmann



Fonte: Referência [37]

Na figura 3.9, a trajetória inicia-se em P, assumindo um incremento de velocidade  $\Delta V_1$ , na direção desejada para que a estrutura espacial salte para uma trajetória elíptica de maior energia. Após se aproximar do ponto A, outro incremento de velocidade no mesmo sentido  $\Delta V_2$  coloca o veículo na órbita circular externa de energia ainda maior. Sem a última queima de combustível a estrutura permaneceria na elipse de transferência de Hohmann e retornaria para o ponto P. O gasto total de energia é refletido na variação de velocidade total requerida,  $\Delta v_{\{total\}} = \Delta v_A + \Delta v_B$ .

Caso seja preferido, para retornar à órbita de menor energia, a estrutura espacial deve perder energia, sendo necessário utilizar retrofoguetes, direcionando em direção oposta à direção de voo desejada, fazendo a estrutura perder velocidade. Como o  $\Delta v$  representa o mesmo gasto de combustível, independente da direção, ao somar as variações de velocidade, preocupa-se apenas com suas magnitudes.

O primeiro impulso, aplicado na órbita inicial tem como magnitude [38], dado pela Equação 3.7:

$$V_1^2 = \mu \left[ \frac{2}{r_1} - \frac{2}{r_1 + r_f} \right] \quad V_{c1}^2 = \frac{\mu}{r_1}$$

$$V_1^2 = \frac{\mu}{r_1} \left[ 2 - \frac{2}{1 + \frac{r_f}{r_1}} \right] \quad 2a = r_1 \left( 1 + \frac{r_f}{r_1} \right)$$

$$V_1^2 = V_{c1}^2 \left[ \frac{2 + 2 \left( \frac{r_f}{r_1} \right) - 2}{1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right)} \right] \quad V_1 = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{r_f}{r_1} \right)}{1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right)}} V_{c1}$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2(r_f - r_1)}{1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right)}} - 1 \quad (3.7)$$

Considerando o ponto onde o dispositivo atinge o Apside da órbita de transferência, aplica-se o último impulso, também na direção do movimento, sendo este dado pela Equação 3.8.

$$V_f^2 = \mu \left[ \frac{2}{r_f} - \frac{2}{r_f \left( 1 + \frac{1}{\frac{r_f}{r_1}} \right)} \right] \quad r_1 = r_f \left( 1 + \frac{1}{\frac{r_f}{r_1}} \right)$$

$$V_f^2 = \frac{\mu}{r_f} \left[ 2 - \frac{\frac{2r_f}{r_1}}{1 + \frac{r_f}{r_1}} \right] \quad V_{cf}^2 = \frac{\mu}{r_f}, \quad V_{c1}^2 = \frac{V_{c1}^2 r_1}{r_f}$$

$$V_f^2 = V_{cf}^2 \left[ \frac{2 + 2 \left( \frac{r_f}{r_1} \right) - 2 \left( \frac{r_f}{r_1} \right)}{1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right)} \right]$$

$$V_f^2 = V_{c1}^2 \left[ \frac{2}{\frac{r_f}{r_1} \left( 1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right) \right)} \right]$$

$$\frac{V_f}{V_{c1}} = \frac{2}{\sqrt{\frac{r_f}{r_1} \left( 1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right) \right)}}$$

$$\Delta V_f = V_{c1} \left( \frac{1}{\sqrt{\frac{r_f}{r_1}}} - \sqrt{\frac{2}{\frac{r_f}{r_1} \left( 1 + \left( \frac{r_f}{r_1} \right) \right)}} \right) \quad (3.8)$$

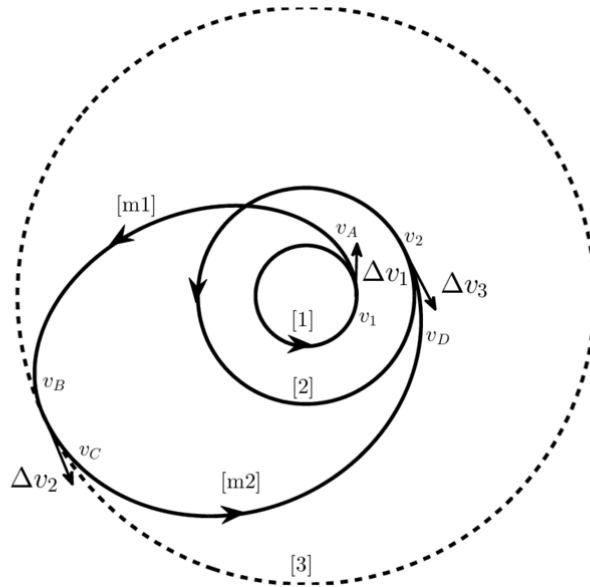
Dessa maneira, com o último impulso alcançasse a circularização da órbita, obtendo o raio final desejado para a mesma. Como mencionado anteriormente, o tempo é uma variável livre, contudo o mesmo pode ser obtido através da Equação 3.9

$$\frac{\text{Período de Transferência}}{P_1} = \frac{\pi \left[ \frac{(r_f + r_1)}{2} \right]^{\frac{3}{2}}}{\left( \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \right) r_1^{\frac{3}{2}}} = \frac{1}{2^{\frac{5}{2}}} \left( 1 + \frac{r_f}{r_1} \right) \quad (3.9)$$

### 3.3.3 Transferência Bi-elíptica

A transferência Bi-elíptica é descrita na referência utilizada [39]. Esse tipo de transferência, também denominada Tri-impulsiva, utiliza três impulsos entre orbitas circulares coplanares, sendo a geometria do problema possível de ser visualizada na Figura 3.10.

Figure 3.10 - Transferência Bi-elíptica



Fonte: Referência [40]

Sabe-se que a razão entre o raio da órbita final e inicial é dada em qualquer transferência especificada, contudo, a razão intermediária dada entre  $r_1$  e  $r_2$  é aberta para escolha, sendo que no caso onde  $r_2 = r_f$ , a manobra torna-se novamente uma transferência de Hohmann. Entretanto, o melhor valor possível para  $r_2$  é infinitamente grande, tal que  $r_2 \rightarrow \infty$ , logo, sendo os impulsos dados pelas Equações 3.10, 3.11 e 3.12.

$$\Delta V_1 = V_{c1} \left( \sqrt{\frac{2 \left( \frac{r_2}{r_1} \right)}{1 + \left( \frac{r_2}{r_1} \right)}} - 1 \right) \quad (3.10)$$

Onde , e

$$\Delta V_2 = V_{c1} \left( \sqrt{\frac{2 \left( \frac{r_f}{r_1} \right)}{\left( \frac{r_2}{r_1} \right) \left[ \frac{r_2}{r_1} + \left( \frac{r_f}{r_1} \right) \right]}} - \sqrt{\frac{2}{\left( \frac{r_2}{r_1} \right) \left[ 1 + \frac{r_2}{r_1} \right]}} \right) \quad (3.11)$$

$$\Delta V_f = V_{c1} \left( \sqrt{\frac{2 \left( \frac{r_2}{r_1} \right)}{\left( \frac{r_f}{r_1} \right) \left[ \frac{r_f}{r_1} + \left( \frac{r_2}{r_1} \right) \right]}} - \frac{1}{\frac{r_f}{r_1}} \right) \quad (3.12)$$

Sendo  $\Delta V_{Total} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_f$ .

O tempo de manobra total é dado pelas semi-elipses da transferência bi-elíptica, sendo encontrado através da Equação 3.13.

$$\text{Período de Transferência} = \frac{\pi}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt{\mu}} \left[ (r_1 + r_2)^{\frac{2}{3}} + (r_2 + r_f)^{\frac{2}{3}} \right] \quad (3.13)$$

A referência [41] traz manobras de transferência derivadas da Bi-elíptica para a realização de manobras de transferência entre órbitas circulares e elípticas, ou elípticas co-axiais, sendo que para a execução de uma manobra ótima entre órbitas coplanares pode ser explorado duas possibilidades: Bi-impulsiva (Hohmann) ou Tri-impulsiva (bi-elíptica) passando pelo infinito. O acréscimo de impulsos finitos não otimiza o consumo de propelente [42].

## 3.4 Algoritmo Genético

### 3.4.1 Esquema Lógico

Os *GAs* pertencem ao ramo da computação numérica chamado de Computação Evolucionária, tendo como base para sua criação a inspiração nos princípios da evolução biológica das espécies [43]. O funcionamento de um *GA* tem como base uma população inicial de indivíduos que representam uma possível solução para o problema tido pelo usuário. As características de cada elemento do indivíduo gerado pelo código são determinadas pelo número de genes, sendo esses os parâmetros fornecidos pelo usuário.

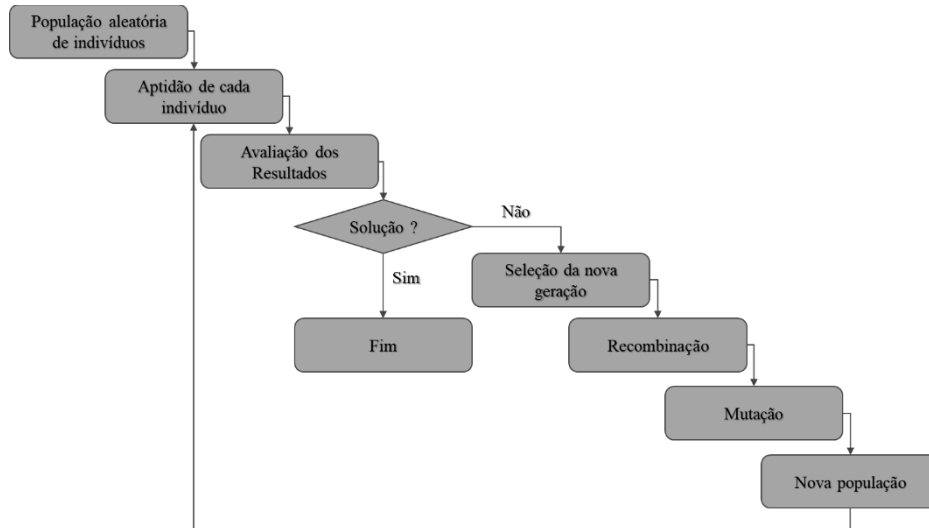
Os membros da população são distribuídos dentro de um espaço limitado e determinado pelo usuário, sendo que sua evolução é garantida de acordo com os princípios naturais. A aptidão do indivíduo é dada através da função objetivo definida a priori, sendo obtida através do modelo matemático, e sua evolução conforme o tempo é efetuada através dos operadores genéticos, sendo congênere dos mecanismos de evolução biológica. A execução contínua e estruturada dos operadores para gerações futuras faz com que haja um desvio em direção às áreas ótimas do espaço de busca, o que confere a solução ótima do problema. Importante mencionar que a população inicial é criada de maneira aleatória, e não de maneira arbitrária.

A busca da solução adotada pelos *GAs* consiste em gerar um número de indivíduos suficiente para promover uma varredura adequada dentro do espaço de soluções possíveis, sendo que a probabilidade de reprodução dos indivíduos é associada aos cromossomos que representam uma melhor solução para o problema que se deseja otimizar. Cada iteração implica na aplicação de um conjunto básico de operações [44], sendo essas:

- Cálculo da aptidão do indivíduo;
- Seleção;
- Cruzamento;
- Mutação;
- Atualização;
- Finalização.

Ao final da realização desses passos, uma nova geração é criada, e representa uma melhor aproximação da solução do problema alvo, se comparado à geração anterior a ela, sendo a Figura 3.11 a representação do esquema.

Figure 3.11 - Esquema de um Algoritmo Genético Simples



Fonte: Próprio Autor

### 3.4.2 Propriedades e Utilizações

Sendo os GAs apenas uma família de algoritmos, os usuários podem torná-lo tão indistinguível quanto preferirem, logo, abordar as características de um, é uma tarefa generalista, contudo, dentro da maneira particular como estes operam, algumas características se destacam, dentre elas:

1. **Generalidade:** Muitos dos componentes pertencentes à estruturação do código, e da problemática em si, são invariáveis, favorecendo a implementação da Programação Orientada a Objetos (POO), logo, podendo ser reaproveitado o mesmo script para solução otimizada de diversos problemas.
2. **Busca Estocástica:** Devido à natureza desses algoritmos, os resultados obtidos por meio destes raramente são reprodutíveis, pois tratam-se de heurísticas que não garantem o melhor resultado em todas as execuções. Contudo, a busca realizada pelo algoritmo não é aleatória, pois as probabilidades ligadas aos operadores genéticos fazem com que estes operem de maneira previsível, estatisticamente. Diferenciando-se de esquemas aleatórios, por utilizarem buscas que focam nas informações pertinentes ao problema, não transitando de modo aleatório pelo espaço de soluções.
3. **Busca Codificada:** Os GAs não trabalham sobre o domínio fornecido, mas sim sobre representações de elementos pertencentes a este.
4. **Global:** Os scripts de GA não estagnam devido o resultado encontrado ser um máximo local.

5. Robustez em Cenários com Descontinuidades: Os *GAs* não são afetados por descontinuidades na função, nem pelas derivadas desta, podendo lidar com funções discretas e contínuas. Dessa forma possuem aplicação a problemas reais, uma vez que estas ocorrem de maneira natural.
6. Eficiência em Espaços de Busca Extensos: Diferentemente de um esquema enumerativo, esses scripts não realizam uma busca em todos os pontos possíveis, mas sim em subconjuntos destes, permitindo abordar um espaço de busca extremamente vasto, o que confere a habilidade de lidar com tarefas multiobjetivo.

A aplicabilidade de *GAs* tende ao infinito, pois sempre que desejar otimizar a solução de um problema, um *GA* pode ser considerado, sendo a única problemática envolvida, a necessidade de tornar os problemas tratáveis pelos algoritmos. Dentre algumas aplicações, a referência [45] traz:

1. Escalonamento de horários;
2. Alocação de Capacitores.

Dois problemas típicos da realidade, sendo até mesmo o escalonamento de horários algo mundano, porém, tarefa extremamente complexa, dado o número limitado de salas, sendo que nem todas elas podem ser apropriadas para todas as matérias lecionadas, algumas vezes não atendendo às turmas.

Como experiência, o autor deste TCC também traz o exemplo de equipes de Aerodesign, que por vezes utilizam ou podem utilizar esses algoritmos para obter soluções otimizadas de projetos de engenharia, obtendo uma solução ótima para suas aeronaves competidoras, observando regulamento, limitações internas da equipe, entre outras características fornecidas ao *GA*.

## Resultados e Discussão

Para o estudo da implementação da solução numérica para a problemática apresentada anteriormente, buscou-se considerar órbitas elípticas e circulares para o ativo espacial. Importante ressaltar que as órbitas são concêntricas, possuindo um centro de atração, o qual considerou-se a Terra. A modelagem criada baseou-se na dinâmica de dois corpos, sendo estes considerados pontuais e sem influência de perturbações externas ao sistema, como também que fases não propulsadas foram assumidas como órbitas keplerianas, o sistema possuía como característica empuxo infinito, a fim de obter simplificações, contudo, mantendo a boa precisão.

Para o estudo, desenvolveu-se *scripts* via MATLAB, considerando os elementos orbitais, a manobra de transferência de Hohmann, e o algoritmo genético. Levou-se em conta os seguintes dados de entrada para o GA:

- Raio Orbital:
  - Limite Inferior: -40000 km;
  - Limite Superior: 40000 km.
- Velocidade do Dispositivo:
  - Limite Inferior: -7 km/s;
  - Limite Superior: 7 km/s.

Além disso, como dados gerais para a geração de indivíduos, adotou-se:

- Número de gerações: 20;
- Indivíduos: 1000;
- Probabilidade de *Crossing-Over*: 70%
- Probabilidade de mutação: 1%

Empregou-se codificação binária no *script*, sendo utilizado 16 bits para a obtenção da solução dentro da proposta.

A função objetivo do problema desejado é formatada de forma que se utilize os parâmetros envolvidos no mesmo, dessa forma permitindo o cálculo da aptidão de cada indivíduo. A aptidão é o

valor utilizado para determinar a probabilidade deste ser selecionado para participar da criação da geração futura. Para a abordagem da Transferência de Hohmann utilizou-se o somatório dos impulsos produzidos durante a manobra, lembrando que o objetivo principal é buscar a variação de velocidade ( $\Delta V$ ) que reduza o consumo de combustível durante a realização da manobra.

O algoritmo adotou como critério a seleção conforme a maior aptidão apresentada entre os indivíduos, ou seja, maior o *fitness* alcançado pela função objetivo, garantindo dessa forma ao indivíduo uma maior probabilidade de ser selecionado. Cada indivíduo é avaliado de forma independente, mas a qualidade de sua adaptação ao ambiente depende da presença e características dos demais indivíduos na população.

Para a transferência de Hohmann obteve-se resultados de acordo com o número de avaliações realizadas para a Função Objetivo do problema, sendo os resultados obtidos mostrados nas Seções 4.1, 4.2 e 4.3.

Para o estudo das manobras de transferência de Hohmann, obteve-se como resultado, para os casos mostrados a seguir, os valores dispostos na Tabela 4.1.

*Tabela 4.1 - Dados fornecidos pelo GA*

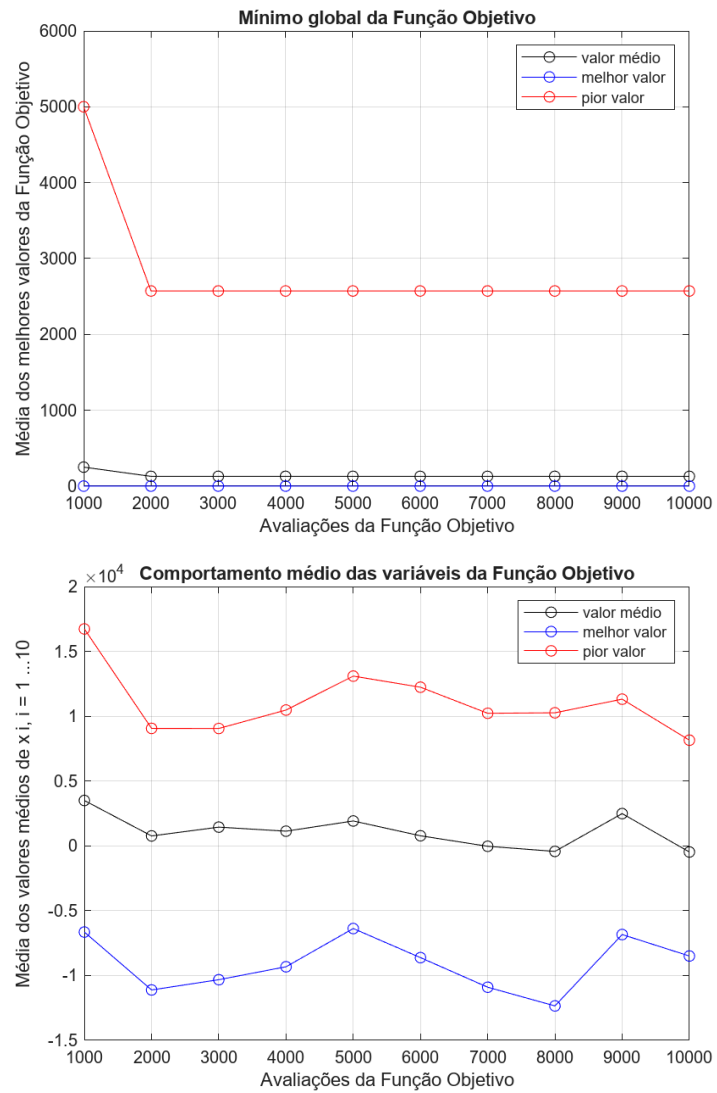
<b>Quantidade de Iterações</b>	<b>Incremento de Velocidade [km/s]</b>	<b>Desvio Padrão [km/s]</b>
<b>10000</b>	0,903	0,575
<b>20000</b>	1,3654	0,448
<b>30000</b>	0,8964	0,179

Fonte: Próprio Autor

Não se explorou as transferências do tipo Bi-elíptica Tri-impulsiva dentro do contexto da programação do GA, restringindo o escopo do projeto a execução apenas da transferência de Hohmann. Além disso percebeu-se que o menor e o maior número de iterações forneceu um valor para o  $\Delta V$  muito próximos, mostrando um convergência de resultados, através da Tabela 4.1. Além desse fato, é possível notar através das Figuras 4.1 e 4.5 que a solução convergiu no início das buscas do GA.

## 4.1 10000 Iterações

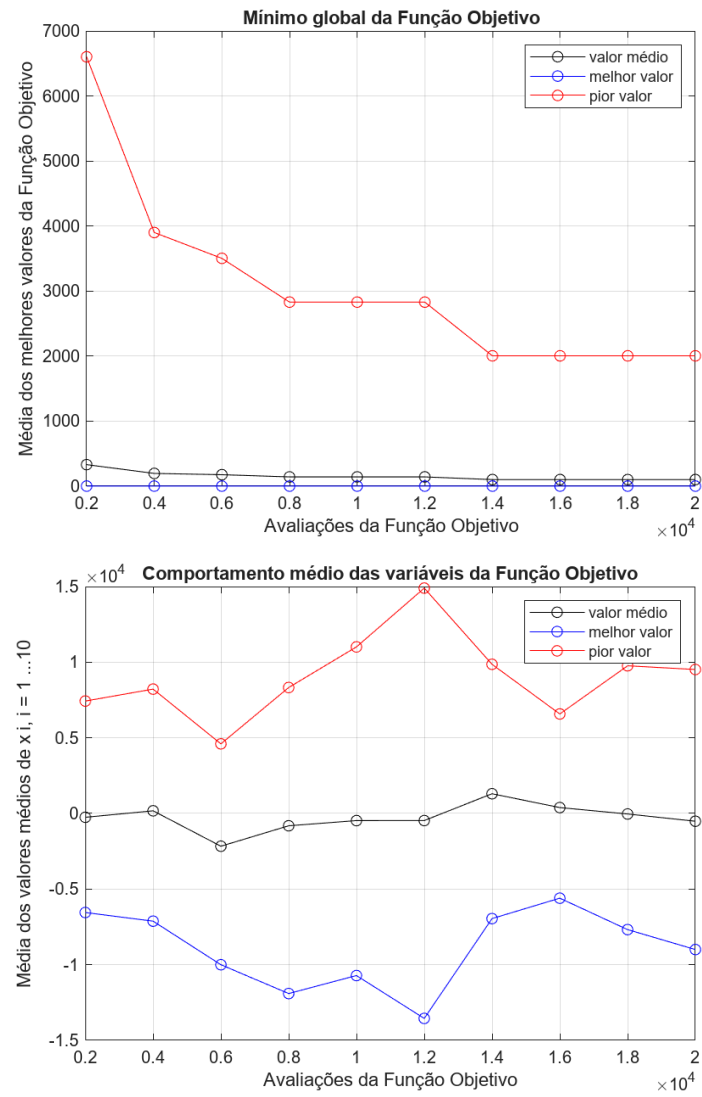
Figura 4.1 - Resultado gerado pelo GA



Fonte: Próprio Autor

## 4.2 20000 Iterações

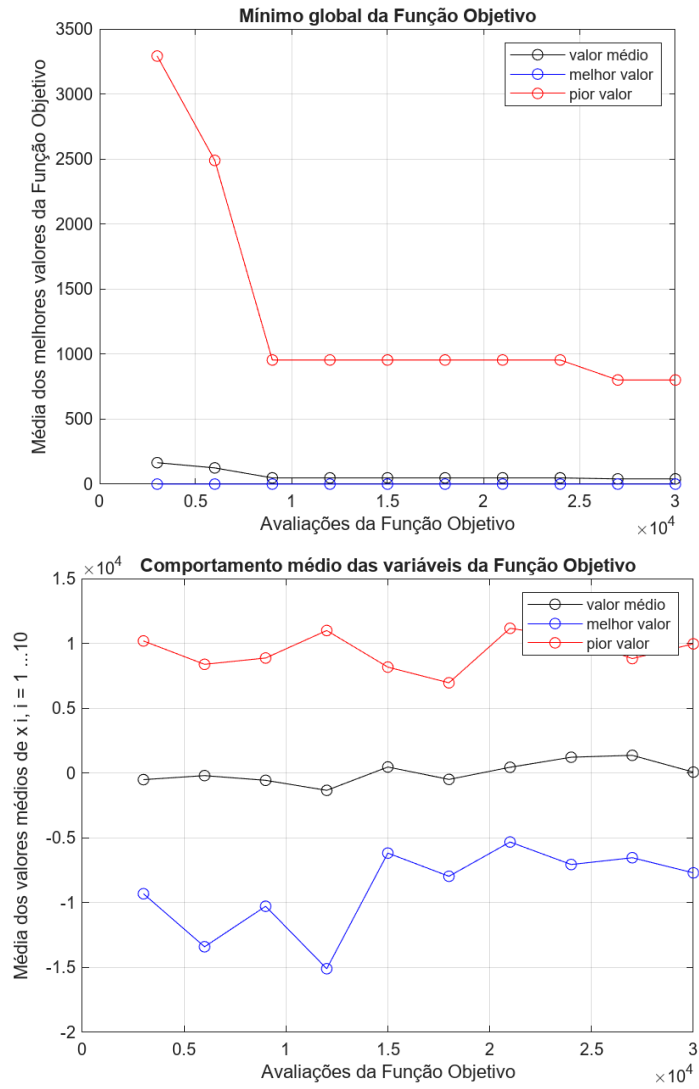
Figure 4.2 - Resultado gerado pelo GA



Fonte: Próprio Autor

### 4.3 30000 Iterações

Figura 4.3 - Resultado gerado pelo GA



Fonte: Próprio Autor

## Conclusão

Ao final desta investigação, conclui-se que o código desenvolvido forneceu resultados coerentes, minimizando os valores possíveis para o incremento de velocidade total, durante a realização da manobra de transferência de Hohmann, conforme o avanço temporal entre gerações.

Também se tem como o derradeiro a possibilidade abrangente que os *GA* abrem para o estudo de otimização de manobras espaciais, podendo ser aplicados para o estudo de mais de um tipo, logo, trabalhos futuros poderiam incluir outras manobras clássicas no escopo, tais como a já mencionada Bi-elíptica Tri-impulsiva, como também, aplicado ao problema de Lambert.

Além disso, outras possibilidades podem ser exploradas dentro deste contexto, tal como a adição de perturbações ao sistema, originalmente desconsideradas, como também uma exploração maior da influência que diferentes parâmetros, como taxa de mutação e probabilidade de *Crossing-Over* podem afetar a solução obtida.

Ademais, percebe-se pelas Seções 4.1, 4.2 e 4.3 que a convergência se deu logo no início do processo; logo, estudos futuros poderiam valer-se do uso de menores números de iterações, aprimorando o código utilizado neste estudo.

## Bibliografia

- [1] MCCARTHY, J. et al. A proposal for the dartmouth summer research project on artificial intelligence, august 31, 1955. AI magazine, v. 27, n. 4, p. 12–12, 2006.
- [2] TURING, A. M. I.—computing machinery and intelligence. Mind, LIX, p. 433–460, 10 1950. ISSN 1460-2113.
- [3] SAMUEL, A. L. Some studies in machine learning using the game of checkers. IBM Journal of research and development, IBM, v. 3, n. 3, p. 210–229, 1959.
- [4] DOBREV, D. A definition of artificial intelligence. arXiv preprint arXiv:1210.1568, 2012.
- [5] SHEIKH, H.; PRINS, C.; SCHRIJVERS, E. Artificial intelligence: definition and background. In: Mission AI: The new system technology. [S.l.]: Springer, 2023. p. 15–41.
- [6] FORREST, S. Genetic algorithms. ACM computing surveys (CSUR), ACM New York, NY, USA, v. 28, n. 1, p. 77–80, 1996.
- [7] DARWIN, C. Origin of the species. In: British Politics and the environment in the long nineteenth century. [S.l.]: Routledge, 2023. p. 47–55.
- [8] MENDEL, G. Experiments in plant hybridization (1865). Verhandlungen des naturforschenden Vereins Br'unn.) Available online: [www.mendelweb.org/Mendel.html](http://www.mendelweb.org/Mendel.html) (accessed on 1 January 2013), 1996.
- [9] HOLLAND, J. H. Adaptation in natural and artificial systems: an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence. [S.l.]: MIT press, 1992.
- [10] PELTON, J. N. et al. Space debris and other threats from outer space. [S.l.]: Springer, 2013. v. 331.
- [11] ESA. European Space Agency Official Website. 2024. Disponível em: <<https://www.esa.int>>.
- [12] NASA. NASA Official Website. 2024. Disponível em: <<https://www.nasa.gov>>.
- [13] ALVES, G. M. C. et al. Uma abordagem histórica dos detritos espaciais. In: . [S.l.]: Ampla Editora, 2023. p. 33–46.
- [14] MCDOWELL, J. C. The low earth orbit satellite population and impacts of the spacex starlink constellation. The Astrophysical Journal Letters, IOP Publishing, v. 892, n. 2, p. L36, 2020.
- [15] JONES, H. The recent large reduction in space launch cost. In: 48TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL SYSTEMS. [S.l.], 2018.
- [16] SANTOS, D. P. S. dos; FORMIGA, J. K. da S. Application of a genetic algorithm in orbital maneuvers. Computational and Applied Mathematics, Springer, v. 34, p. 437–450, 2015.
- [17] GODDARD, R. H. A method of reaching extreme altitudes. [S.l.]: [nd], 1919.
- [18] HOHMANN, W. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. [S.l.]: De Gruyter, 1925. ISBN 9783486751406.

- [19] VILLAC, B.; SCHEERES, D. New class of optimal plane change maneuvers. *Journal of guidance, control, and dynamics*, v. 26, n. 5, p. 750–757, 2003.
- [20] JOOSTEN, B.; PIERSON, B. Minimum-fuel aerodynamic orbital plane change maneuvers. In: 19th Aerospace Sciences Meeting. [S.l.: s.n.], 1981. p. 167.
- [21] LION, P. M.; HANDELSMAN, M. Primer vector on fixed-time impulsive trajectories. *AIAA Journal*, v. 6, p. 127–132, 1 1968. ISSN 0001-1452.
- [22] WEI, T.; LI, X. Fixed-time and predefined-time stability of impulsive systems. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, IEEE*, v. 10, n. 4, p. 1086–1089, 2023.
- [23] LIN, J.; MORSE, A. S.; ANDERSON, B. D. The multi-agent rendezvous problem. In: IEEE. 42nd IEEE international conference on decision and control (IEEE cat. no. 03ch37475). [S.l.], 2003. v. 2, p. 1508–1513.
- [24] SANTOS, D. P. S. d.; PRADO, A. F. B. d. A.; COLASURDO, G. Four-impulsive rendezvous maneuvers for spacecrafts in circular orbits using genetic algorithms. *Mathematical Problems in Engineering, Wiley Online Library*, v. 2012, n. 1, p. 493507, 2012.
- [25] FERNANDES, S. da S.; MARINHO, C. M. P. Sun influence on two-impulsive earth-to-moon transfers. In: Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics. [S.l.: s.n.], 2011.
- [26] LEI, H.; XU, B.; SUN, Y. Earth–moon low energy trajectory optimization in the real system. *Advances in Space Research, Elsevier*, v. 51, n. 5, p. 917–929, 2013.
- [27] PRITCHETT, R. E.; ZIMOVAN, E.; HOWELL, K. Impulsive and low-thrust transfer design between stable and nearly-stable periodic orbits in the restricted problem. In: 2018 Space Flight Mechanics Meeting. [S.l.: s.n.], 2018. p. 1690.
- [28] ZHOU, J. et al. Optimal impulsive time-fixed transfers around the libration points of the restricted three-body problem. *Astrophysics and Space Science, Springer*, v. 365, p. 1–18, 2020.
- [29] PATHA, J.; MCGEHEE, R. Guidance, energy management, and control of a fixed-impulse solid-rocket vehicle during orbit transfer. In: Guidance and Control Conference. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1976.
- [30] ALLEN, J. A. V. Gravitational assist in celestial mechanics—a tutorial. *American Journal of Physics, American Association of Physics Teachers*, v. 71, n. 5, p. 448–451, 2003.
- [31] MURCIA-PIÑEROS, J. O.; PRADO, A. F. Application of impulsive aero-gravity assisted maneuvers in venus and mars to change the orbital inclination of a spacecraft. *The Journal of the Astronautical Sciences, Springer*, v. 66, p. 322–340, 2019.
- [32] BROUCKE, R. A.; PRADO, A. F. B. A. Orbital planar maneuvers using two and three-four (through infinity) impulses. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 19, p. 274–282, 3 1996. ISSN 0731-5090.

- [33] KESSLER, D. J.; COUR-PALAIS, B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, v. 83, p. 2637–2646, 6 1978. ISSN 0148-0227.
- [34] CHAISSON, E.; MCMILLAN, S. *Astronomy: a beginner's guide to the universe*. [S.l.]: Prentice Hall, 1995.
- [35] CHAISSON, E.; MCMILLAN, S. *Astronomy: A Beginner's Guide to the Universe*. 7th. ed. Boston, MA: Pearson, 2016.
- [36] Wikimedia Commons. *Wikimedia Commons: The Free Media Repository*. 2024. Disponível em: <<https://commons.wikipedia.org>>.
- [37] CURTIS, H. D. *Orbital mechanics for engineering students: Revised Reprint*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2020.
- [38] CHOBOTOV, V. A. *Orbital mechanics*. [S.l.]: Aiaa, 2002.
- [39] DRAIM, J.; KACENA, T. *Populating the abyss-investigating more efficient orbits-or-'getting more miles to the gallon for your (space) vehicle'*. 1992.
- [40] GALPERIN, A.; GURFIL, P. Closed-form solutions for optimal orbital transfers around oblate planets. *The Journal of the Astronautical Sciences*, Springer, v. 61, p. 1–39, 2014.
- [41] GOBETZ, F.; DOLL, J. A survey of impulsive trajectories. *AIAA Journal*, v. 7, n. 5, p. 801–834, 1969.
- [42] TING, L. Optimum orbital transfer by impulses. *ARS Journal*, v. 30, n. 11, p. 1013–1018, 1960.
- [43] CACCIATORE, F.; TOGLIA, C. Optimization of orbital trajectories using genetic algorithms. *Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications*, v. 1, n. 1, p. 58–69, 2008.
- [44] LUCAS, D. C. *Algoritmos genéticos: uma introdução*. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, v. 24, 2002.
- [45] LINDEN, R. *Algoritmos genéticos (2a edição)*. [S.l.]: Brasport, 2008.

## Glossário

- Crossing-over*** Trata-se do processo responsável pela variabilidade genética característica da reprodução sexuada.
- Deep Learning*** Subconjunto do Machine Learning. Utiliza redes neurais de várias camadas, para simular a tomada de decisões do cérebro humano.
- Defunct Stages*** Termo em inglês que enfatiza o status "inativo" do estágio de foguetes em órbita.
- Machine Learning*** Subconjunto da IA, se concentrando na construção de sistemas de aprendizado, ou melhoria, com base nos dados fornecidos pelo usuário.
- Paint Flakes*** Tratam-se de partículas de tinta oriundas de camadas externas de objetos presentes no espaço, consideradas como detrito.
- Rocket Bodies*** Termo em inglês que referencia os corpos principais de estágios de foguetes que já esgotaram seu combustível e encontram-se inativos.
- Upper Stages*** Termo em inglês que representa os estágios superiores de foguetes que completam a colocação da carga em órbita terrestre.
- Workshop*** Trata-se de um seminário, ou curso extensivo, de curta duração, o qual habilidade, técnicas ou saberes são demonstrados.
- Apside*** Ponto extremo de uma órbita onde o objeto se encontra mais perto ou mais longe do centro de atração.
- Detritos espaciais*** Do inglês, *Space Debris*, são objetos criados pelos seres humanos, que se encontram em órbita terrestre, mas já não desempenham função útil.
- Epiciclos*** Modelo geométrico utilizado para explicar as variações em velocidade e direção do movimento dos astros como Lua, Sol e Planetas.