



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÕES  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/09.05.02.43-TDI

**BUSCA DAS CONDIÇÕES INICIAIS PARA  
MANOBRAS ORBITAIS BI-IMPULSIVAS DE MENOR  
CONSUMO DE COMBUSTÍVEL ENTRE FORMAÇÕES  
TETRAÉDRICAS**

Wagner Frederico Cesar Mahler

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Denilson Paulo Souza dos Santos, aprovada em 30 de agosto de 2022.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/47J3578>>

INPE  
São José dos Campos  
2022

**PUBLICADO POR:**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)  
Divisão de Biblioteca (DIBIB)  
CEP 12.227-010  
São José dos Campos - SP - Brasil  
Tel.:(012) 3208-6923/7348  
E-mail: pubtc@inpe.br

**CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):**

**Presidente:**

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

**Membros:**

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)  
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)  
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)  
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

**BIBLIOTECA DIGITAL:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon  
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

**REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)  
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

**EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)  
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÕES  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/09.05.02.43-TDI

**BUSCA DAS CONDIÇÕES INICIAIS PARA  
MANOBRAS ORBITAIS BI-IMPULSIVAS DE MENOR  
CONSUMO DE COMBUSTÍVEL ENTRE FORMAÇÕES  
TETRAÉDRICAS**

Wagner Frederico Cesar Mahler

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Denilson Paulo Souza dos Santos, aprovada em 30 de agosto de 2022.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/47J3578>>

INPE  
São José dos Campos  
2022

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Mahler, Wagner Frederico Cesar.

M278b Busca das condições iniciais para manobras orbitais bi-impulsivas de menor consumo de combustível entre formações tetraédricas / Wagner Frederico Cesar Mahler. – São José dos Campos : INPE, 2022.

xxi + 188 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/09.05.02.43-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2022.

Orientadores : Drs. Evandro Marconi Rocco, e Denilson Paulo Souza dos Santos.

1. Problema de lambert. 2. Two point boundary value problem.  
3. Manobras Orbitais. I.Título.

CDU 521.3:629.7.076.6

---



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES

## INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

DEFESA FINAL DE TESE WAGNER FREDERICO CESAR MAHLER  
BANCA Nº 220/2022, REG.132837/2017.

No dia 30 de agosto de 2022, às 09h00min, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle. O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca e revisão final pelo(s) orientador (es).

**Novo Título: " BUSCA DAS CONDIÇÕES INICIAIS PARA MANOBRAS ORBITAIS BI-IMPULSIVAS DE MENOR CONSUMO DE COMBUSTÍVEL ENTRE FORMAÇÕES TETRAÉDRICAS".**

**Membros da Banca:**

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza - Presidente - INPE

Dr. Evandro Marconi Rocco - Orientador - INPE/DIMEC

Dr. Denilson Paulo Souza dos Santos - Orientador - UNESP/FESJ

Dr. Francisco das Chagas Carvalho - Membro Interno - INPE/CCS

Dr. Eloy Martins de Oliveira Junior - Membro Externo - OPENCADD

Dra. Ximena Celia Mendez Cubillos - Membro Externo - OPENCADD



Documento assinado eletronicamente por **Evandro Marconi Rocco, Tecnologista**, em 31/08/2022, às 18:02 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **XIMENA CELIA MENDEZ CUBILLOS (E), Usuário Externo**, em 01/09/2022, às 08:54 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Denilson paulo souza dos santos (E), Usuário Externo**, em 01/09/2022, às 08:59 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Eloy Martins de oliveira junior (E)**, **Usuário Externo**, em 01/09/2022, às 10:18 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **Francisco das chagas carvalho (E)**, **Usuário Externo**, em 01/09/2022, às 17:14 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **marcelo lopes de oliveira e souza (E)**, **Usuário Externo**, em 01/09/2022, às 23:00 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <https://sei.mcti.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **10308717** e o código CRC **COBBEC30**.

---

Ensinam os nossos sábios: "Reflita sobre 3 coisas e você nunca pecará. Saiba o que há acima de você: um Olho que vê, um Ouvido que escuta e todos os seus atos são anotados em um livro."

Pirkei Avot 2:1

*"The point is not to take the world's opinion as a guiding star but to go one's way in life and working unerringly, neither depressed by failure nor seduced by applause."*

Gustav Mahler

*"All things must pass, all things must pass away."*

George Harrison

*"Der mentsh tracht, un Got lacht"*

Ditado Yiddish



## AGRADECIMENTOS

ועד לעולם מלכותו כבוד שם ברוך

Ao meu primeiro filho que cumpriu sua missão aqui antes mesmo de nascer. À minha amada filha Miriam Frida, reflexo do profundo amor de seus pais, por proporcionar à eles algo muito maior que uma tese de doutorado que é o dom da vida. À minha esposa, minha parceira, minha alma gêmea, meu amor por toda paciência e apoio durante o desenvolvimento do trabalho. À minha mãe pela dedicação e esforço em me proporcionar a oportunidade de estudar. Ao meu pai pelo apoio e financiamento. À minha irmã pelas dicas e momentos de desabafo. Aos meus outros familiares que sempre me apoiaram. Aos meus professores por todo conhecimento transmitido e aos meus amigos, sou imensamente grato por vocês.

Ao INPE pela oportunidade como instituição de ensino, mais especificamente o Curso de Mecânica Espacial e Controle. Ao CNPq e CAPES pelo financiamento. Ao ITA, em específico ao Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira, meu amigo e meu irmão, pela disposição em ceder o laboratório de computação para dar seguimento e conclusão à minha tese.

Ao meu país Brasil, meu muito obrigado por tudo!



## RESUMO

Esta tese propõe um algoritmo de busca das condições iniciais de uma manobra orbital bi impulsiva, utilizando o Problema de Lambert por meio das variáveis universais, visando o menor consumo de combustível entre constelações tetraédricas. Para isso, são adotados dois métodos: 1) a varredura em cascata, solucionando um sistema de equações que implicam a solução da equação  $F(z) = x^3(z)S(z) + A[y(z)]^{\frac{1}{2}} - t(\mu)^{\frac{1}{2}} = 0$  para o cálculo dos incrementos de velocidade e 2) as varreduras dos parâmetros orbitais iniciais para a determinação do algoritmo que leva à solução da manobra com o menor consumo de combustível. Para isso, admite-se um relaxamento na posição tetraédrica inicial dada e supõe-se uma sequência de elementos keplerianos a ser respeitada. O algoritmo proposto encontra esta sequência e mostra que, dentro das condições estudadas, ela não é violada. Como condição inicial é admitida a posição de uma constelação tetraédrica de satélites. Esta escolha se dá pelo fato de que há um vínculo temporal entre os corpos; e, caso este não seja respeitado, a formação tetraédrica final não ocorrerá. Este vínculo temporal serve como dado de entrada para o cálculo da manobra de menor consumo de combustível. Como a formação geométrica depende exclusivamente da posição de cada satélite num instante de tempo, este tempo é calculado a partir da posição relativa de dois satélites em órbita. Com o instante de tempo e os raios vetores final e inicial calculados, inicia-se o processo de varredura das condições iniciais em função de uma manobra visando o tempo, o semieixo maior, a excentricidade, o argumento do perigeu e a anomalia média. Estas são calculadas gerando diversos valores de  $\Delta v_T$ , inclusive os melhores valores. Em seguida, as manobras, considerando a varredura em função de cada elemento orbital individualmente, seguindo uma sequência estabelecida, são efetuadas e o resultado de melhor  $\Delta v_T$  é comparado com os demais incrementos de velocidade anteriormente calculados. Os valores são utilizados para confrontar o valor obtido pelo algoritmo. São propostas duas manobras de mudança de plano orbital: 1) variando a ascensão reta do nodo ascendente e 2) variando a inclinação do plano orbital. Ambos os elementos keplerianos não são considerados na estruturação do algoritmo, pois estas manobras costumam ser custosas do ponto de vista do consumo de combustível. Contudo, o algoritmo proposto neste trabalho, se aplicado em manobras de mudança de plano orbital, é possível chegar a resultados melhores do que simplesmente aplicar uma manobra em torno dos elementos dados. Também é realizada a contraprova para verificar se, dentro das possíveis análises propostas, há uma condição que gere uma manobra com  $\Delta v_T$  mínimo melhor que aquele encontrado pelo algoritmo. Os resultados são discutidos e analisados.

Palavras-chave: Problema de Lambert. Two Point Boundary Value Problem. Manobras Orbitais.



# SEARCH FOR INITIAL CONDITIONS FOR BI-IMPULSIVE ORBITAL MANEUVERS OF LOWER FUEL CONSUMPTION BETWEEN TETRAHEDRAL FORMATIONS

## ABSTRACT

This thesis proposes a bi-impulsive orbital maneuver algorithm, using the Lambert Problem through universal variables, aiming for the lowest fuel consumption between tetrahedral constellations. Therefore, two methods are adopted: 1) the cascade sweep, solving a system of equations which imply the solution of the equation  $F(z) = x^3(z)S(z) + A[y(z)]^{\frac{1}{2}} - t(\mu)^{\frac{1}{2}} = 0$  for the calculation of the velocity increments and 2) the scan of the initial orbital parameters to determine the algorithm that leads to the solution of the maneuver with the lowest fuel consumption. For this reason, a relaxation in the given initial tetrahedral position is assumed and a sequence of Keplerian elements is assumed to be respected. The proposed algorithm measures this sequence and shows that, under the conditions studied, it is not violated. As an initial condition, the formation of a tetrahedral constellation of satellites is assumed. This choice is due to the fact that there is a temporal bond between the bodies and if this is not respected, the final tetrahedral formation will not occur. This time constraint serves as input for the calculation of the lowest fuel consumption maneuver. As the geometric formation depends exclusively on the position of each satellite at an instant in time, this time is calculated from the relative position of two satellites in orbit. With the instant of time and the final and initial vector radii computed, we begin the process of scanning the boundary conditions as a function of a maneuver aiming at optimal time, the semi-major axis, the eccentricity, the perigee argument and the mean anomaly. These are calculated generating several values of  $\Delta v_T$ , including the best values. Then, the maneuvers, considering the scan as a function of each orbital element individually, following an established sequence, are performed and the best  $\Delta v$  result is compared with the other previously calculated speed increments. The values are used to be compared to the value obtained by the algorithm. Two orbital plane change maneuvers are proposed: 1) varying the right ascension of the ascending node and 2) varying the inclination of the orbital plane. Both Keplerian elements are not considered in the structuring of the algorithm, as these maneuvers tend to be costly in terms of fuel consumption. However, with the algorithm proposed in this thesis, if it is applied in orbital plane change maneuvers it is possible to reach better results than simply applying a maneuver around the given elements. A counter-test is also performed to verify if, within the possible analyzes proposed, there is a condition that generates a maneuver with a minimum  $\Delta v_T$  better than that found by the algorithm. The results are discussed and analyzed.

Keywords: Lambert problem. Two Point Boundary Value Problem. Orbital Maneuvers.

## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 – Simulação considerando argumento do perigeu e anomalia média para obtenção do menor incremento de velocidade.....	8
Figura 1.2 – Simulação considerando argumento do perigeu e anomalia média para obtenção do menor incremento de velocidade.....	8
Figura 3.1 – <i>Global Positioning System</i> , GPS.....	17
Figura 3.2 – <i>Magnetospheric Multiscale Mission</i> , MMS. ....	17
Figura 3.3 – <i>Laser Interferometer Space Antenna</i> , LISA.....	17
Figura 3.4 – Transferência de Hohmann.....	20
Figura 3.5 – <i>Two Point Orbital Boundary Value Problem</i> . ....	22
Figura 3.6 – Diagrama do algoritmo em cascata.....	22
Figura 3.7 – Harmônicos esféricos: (a) zonais; (b) tesserais e (c) setoriais. ....	24
Figura 3.8 – (a) A superfície absorve completamente os raios incidentes; (b) os raios incidentes sofrem reflexão especular; (c) os raios incidentes sofrem reflexão difusa. ....	26
Figura 3.9 – Trajetória orbital sendo afetada pelo arrasto atmosférico. ....	28
Figura 3.10 – <i>Spacecraft Trajectory Simulator</i> (STRS). ....	30
Figura 3.11 – Concepção do STRS sobre a obtenção do incremento de velocidade devido ao geopotencial. ....	30
Figura 3.12 – Obtenção do estado atual do satélite por meio do incremento gerado pela perturbação do geopotencial. ....	31
Figura 3.13 – Análise geométrica da formação para o cálculo dos parâmetros orbitais.....	32
Figura 3.14– Posicionamento de $S_3$ relativo a $S_1$ e $S_2$ .....	34
Figura 3.15– Fluxograma do SPC.....	35
Figura 4.1 – Órbitas final e inicial e determinação da melhor posição em função da órbita inicial. ....	38
Figura 4.2 – Estrutura de desenvolvimento do <i>Spacecraft Parameters Calculator</i> (SPC). ....	39
Figura 4.3 – Ilustração dos subsistemas utilizados no STRS.....	40

Figura 4.4 – Representação gráfica das varreduras durante a busca dos parâmetros orbitais que geram o menor incremento de velocidade.....	42
Figura 5.1 – Posições inicial e final e os instantes de tempo final e inicial de S4. .....	47
Figura 5.2 – Diferenças modulares dos vetores que definem todas as arestas do tetraedro.....	52
Figura 5.3 – Diferenças modulares dos vetores que definem todas as arestas do tetraedro.....	53
Figura 5.4 – Flags sinalizadores da formação tetraédrica de satélites.....	54
Figura 5.5 – Flag de detecção do volume da formação tetraédrica.....	55
Figura 5.6 – Posicionamento relativo entre os satélites S1 e S2.....	55
Figura 5.7 – Incrementos de velocidade ( $\Delta V$ ) aplicados pelos propulsores para os satélites S1 e S2.....	56
Figura 5.8 – Incremento de velocidade total devido as perturbações orbitais aplicadas nos satélites S1 e S2.....	57
Figura 6.1 – Curva que representa o instante de tempo ótimo que leva ao menor incremento de velocidade, com ângulo de transferência igual à $180^\circ$ ...	59
Figura 6.2 – Curva que representa o instante de tempo ótimo que leva ao menor incremento de velocidade, com ângulo de transferência igual à $80^\circ$ .....	61
Figura 6.3 – Curva que apresenta os valores encontrados de semieixo maior que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.....	63
Figura 6.4 – Curva que apresenta os valores encontrados de excentricidade que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.....	64
Figura 6.5 – Curva que apresenta os valores encontrados de argumento do perigeu que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.....	67
Figura 6.6 – Curva que apresenta os valores encontrados de anomalia média que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.....	68
Figura 6.7 – Curva que apresenta os valores encontrados de anomalia média que levam à incrementos de velocidade, incluindo o valor melhorado.....	71
Figura 6.8 – Curva que apresenta os valores encontrados de excentricidade que levam à incrementos de velocidade, incluindo o valor melhorado.....	73

Figura 6.9 – Valores dos $\Delta vT$ relativo à cada parâmetro orbital, sendo o menor valor produzido pela aplicação do algoritmo. ....	74
Figura 6.10 – Curva que apresenta os incrementos de velocidade considerando uma variação de $10^\circ$ na ascensão reta do nodo ascendente. Curva branca sem aplicação do algoritmo e curva amarela com a aplicação do algoritmo. ....	75
Figura 6.11 – Curva que apresenta os incrementos de velocidade considerando uma variação de $10^\circ$ na inclinação da órbita inicial. Curva branca sem aplicação do algoritmo e curva amarela com a aplicação do algoritmo. ....	76
Figura 7.1 – Valores dos $\Delta vT$ obtidos em função de cada parâmetro orbital e o $\Delta vT^*$ produzido pela $e^*$ (estrutura do algoritmo).....	82
Figura 7.2 – Valores comparativos entre o $\Delta vT$ gerado pela contraprova (preto) e o $\Delta vT$ gerado pelo algoritmo (amarelo). ....	84
Figura 7.3 – Valores comparativos entre o $\Delta vT$ gerado pela contraprova (preto) e o $\Delta vT$ gerado pelo algoritmo (amarelo). ....	86
Figura 7.4 – Valores de $\Delta vT$ obtidos pela varredura dos respectivos elementos de busca.....	87



## LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 3.1 – Valores de baixa ordem dos harmônicos do potencial gravitacional terrestre ( <i>WGS 84 model</i> ). .....	25
Tabela 5.1 – Parâmetros de entrada da simulação.....	50
Tabela 6.1 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor $\Delta vT$ , com ângulo de transferência igual à $180^\circ$ . .....	58
Tabela 6.2 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor $\Delta vT$ , com ângulo de transferência igual à $80^\circ$ . .....	60
Tabela 6.3 – Varredura de busca do semieixo maior que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	62
Tabela 6.4 – Varredura de busca da excentricidade que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	64
Tabela 6.5 – Tabela que mostra a influência da variação do tamanho do passo de varredura das condições de contorno no resultado do menor $\Delta vT$ . .....	65
Tabela 6.6 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	66
Tabela 6.7– Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	67
Tabela 6.8 – Resultados obtidos durante a varredura dos parâmetros propostos.....	68
Tabela 6.9 – Parâmetros orbitais iniciais de entrada.....	69
Tabela 6.10 – Parâmetros de busca em torno de M. ....	69
Tabela 6.11 – Varredura de busca da anomalia média a partir de $\omega^*$ que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	70
Tabela 6.12 – Varredura de busca da excentricidade a partir de $\omega^*$ e $M^*$ que proporciona o menor $\Delta vT$ . .....	72
Tabela 6.13 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor $\Delta vT$ . .....	72
Tabela 6.14– Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor $\Delta vT$ . .....	73

Tabela 6.15 – Valores adotados nas manobras de mudança de plano orbital sem e com a adoção do algoritmo. ....	74
Tabela 6.16 – Valores adotados nas manobras de mudança de plano orbital sem e com a adoção do algoritmo. ....	75
Tabela 7.1 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor $\Delta vT$ . ....	78
Tabela 7.2 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor $\Delta vT$ . ....	79
Tabela 7.3 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor $\Delta vT$ . ....	80
Tabela 7.4 – Varredura de busca da excentricidade que proporciona o menor $\Delta vT$ . ....	81
Tabela 7.5 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor $\Delta vT$ . ....	81
Tabela 7.6 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor $\Delta vT$ , iniciada pela excentricidade. ....	83
Tabela 7.7 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor $\Delta vT$ , iniciada pela excentricidade. O valor de $\Delta vT$ piorou. ....	84
Tabela 7.8 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor $\Delta vT$ , iniciada pela excentricidade. ....	85
Tabela 7.9 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor $\Delta vT$ , iniciada pela excentricidade. O valor de $\Delta vT$ piorou. ....	86
Tabela 7.10 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor $\Delta vT$ . ....	87

## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivo geral.....	5
1.2 Hipótese.....	5
1.3 Delimitações do trabalho .....	5
1.4 Justificativa .....	6
1.5 Originalidade, generalidade e utilidade.....	7
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	9
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....	16
3.1 Constelação e formação orbital de satélites .....	16
3.2 Manobra orbital.....	17
3.3 Manobra de Hohmann.....	19
3.4 Problema de Lambert .....	21
3.5 Perturbações orbitais .....	23
3.5.1 Potencial gravitacional .....	24
3.5.2 Atração gravitacional do Sol e da Lua.....	25
3.5.3 Pressão de radiação .....	25
3.5.4 Arrasto atmosférico .....	27
3.6 Tecnologia Drag-Free .....	28
3.7 <i>Spacecraft Trajectory Simulator (STRS)</i> .....	29
3.8 Formação tetraédrica e análise geométrica.....	32
3.8.1 <i>SPC Spacecraft Parameters Calculator</i> .....	34
4 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E abordagens para sua solução .....	36
4.1 Apresentação do problema.....	36
4.2 Metodologia .....	40
5 ALGORITMO DE BUSCA DE PARÂMETROS ORBITAIS .....	43
5.1 Estabelecimento dos critérios e descrição do algoritmo .....	43
5.2 Cálculo do vínculo de tempo entre os satélites.....	46
5.3 Posicionamento do tetraedro em órbita .....	49
6 SIMULAÇÕES E RESULTADOS.....	58

7	VERIFICAÇÃO E VALIDAÇÃO (CONTRAPROVA).....	77
7.1	Mudança do semieixo maior da órbita inicial e final.....	77
7.2	Varredura respeitando a seguinte estrutura $e1 \rightarrow \omega \rightarrow M$ .....	82
7.3	Varredura respeitando a seguinte estrutura $e1 \rightarrow M \rightarrow \omega$ .....	85
8	CONCLUSÃO.....	88
9	SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS.....	92
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	93
	APÊNDICE A – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DAS VARREDURAS .....	100
	APÊNDICE B – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DAS VARREDURAS IMPLEMENTANDO O ALGORITMO.....	164
	APÊNDICE C – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DA CONTRAPROVA DO ALGORITMO.....	178



## 1 INTRODUÇÃO

No início da era espacial, chegar ao espaço era um problema que enfrentava diversas complexidades, dentre elas a questão do combustível. Um foguete vencendo a força da gravidade para atingir uma certa altura se trata de um tema bastante complexo porque quanto mais combustível se aloca nos propulsores, mais massa ele carrega; e, teoricamente, ele precisaria de mais combustível para atingir seu objetivo. Tratar da eficiência do combustível, da forma da queima, da mescla de propelentes durante a fase de decolagem foram técnicas utilizadas para vencer este problema durante a corrida espacial.

Da mesma forma, a manutenção orbital de uma espaçonave carrega consigo a mesma complexidade. Manobras de correção de posição em uma mesma órbita e manobras de mudança de plano orbital são complexas porque diminuem o tempo de vida útil do satélite. Para isso, as técnicas envolvidas ajudam a preservar a permanência operacional da espaçonave em órbita. Entretanto, existem situações que não são previstas, como a possibilidade de colisão do satélite com fragmentos oriundos de um objeto natural ou artificial. Neste caso, manobras não esperadas poderiam reduzir, em muito, o tempo de vida do satélite. Por isso, é fundamental saber as melhores formas de executar a manobra para mitigar danos, por exemplo o menor consumo de combustível.

Obviamente, tanto a questão dos foguetes quanto a dos satélites, são situações distintas, mas o importante a salientar, neste momento, é a importância das formas de melhorar um processo em função de um objetivo final. Para o caso de uma constelação de satélites, o problema é ainda mais complexo porque a manutenção da posição é fundamental, tendo em vista os requisitos da missão. Se um satélite se movimenta, este movimento impacta a condição de posição de todo o conjunto de satélites, pois o vínculo entre eles precisa ser mantido para atender as necessidades da missão.

Toda formação compõe uma constelação. Satélites artificiais em órbita quando se posicionam de modo que eles se configuram numa geometria qualquer, plana ou espacial, os satélites desta constelação estarão em formação. Em formação porque formou alguma destas geometrias. O termo “formação de

voos” utilizados para satélites foi trazido da ideia das aeronaves que conseguem se posicionar como desejam; entretanto, no movimento orbital, esse posicionamento deve respeitar as leis da Mecânica Celeste. Portanto, trazer este conceito de “formação de voos de aeronaves” para o movimento orbital de veículos espaciais pode ser um tanto quanto equivocado. Dessa forma, neste trabalho, considera-se que, quando um grupo de satélites atende a uma mesma missão e respeita algum vínculo de posição entre eles, esses satélites compõem uma constelação; e quando eles se posicionam numa determinada geometria, tem-se uma formação de satélites para essa geometria.

O conceito de “constelação de satélites” surgiu com a necessidade do monitoramento da superfície terrestre e teve seus primeiros trabalhos publicados por Gobetz (1963) e Easton e Brescia (1969). Ambos trataram o problema da cobertura terrestre utilizando uma constelação de satélites posicionada de modo que pelo menos um satélite fosse visível a partir de qualquer ponto da superfície da Terra. Entretanto, definir qual a configuração de uma constelação não se mostra uma tarefa fácil, pois a maior quantidade de satélites implica diretamente em maior custo, ou seja, existem pelo menos dois objetivos conflitantes e concorrentes entre si: a cobertura, como uma medida da performance, e o número de satélites, como uma medida do custo. O trabalho de Adams e Rider (1987) explora esta ideia, propondo um conjunto de satélites em órbitas polares circulares visando a cobertura global e a cobertura contínua de apenas um dos hemisférios. Draim (1985) também apresentou uma solução para o problema da cobertura global ou parcial, porém seu estudo se baseava na utilização de órbitas elípticas.

Cada constelação tem seu objetivo particular visando atender necessidades específicas. Para isso são definidas em projeto as características das trajetórias dos satélites com base nos requisitos que eles deverão atender. Por exemplo, Lang (1987) propõe uma constelação simétrica de satélites artificiais em órbitas circulares utilizando o cálculo do tempo entre duas passagens consecutivas. Já o trabalho de Draim e Castiel (1997) utiliza uma constelação de satélites com órbitas circulares e elípticas para descrever o sistema de comunicação ELLIPSO.

Os satélites podem efetuar manobras de ajuste/correção buscando mitigar os efeitos causados pelas perturbações durante a trajetória orbital. Estas são manobras de pequeno porte pois manter uma constelação de satélites demanda algumas medidas de atuação, já que fatores responsáveis pela degradação da trajetória dos satélites atuam constantemente. Estes fatores são perturbações externas de origem gravitacional ou não, cabendo, a estas, medidas corretivas de um sistema de controle do satélite. O satélite se comunica por meio do envio de telemetrias que indicarão a uma plataforma de rastreamento seus dados de funcionamento e de sua trajetória orbital. Se existir qualquer necessidade de correção na posição daquele satélite, um controlador terrestre enviará dados de telecomando para que o satélite execute uma ação corretiva. Nota-se que, assim, a ação não ocorre de forma autônoma, já que toda tomada de decisão ocorre por meio de informações trocadas entre o satélite e a base de solo (telemetrias) e entre a base de solo e o satélite (telecomandos). A possibilidade de um sistema autônomo para controle de órbita de uma constelação de satélites é apresentada por Koenigsmann et al. (1996). Um outro estudo referente ao controle de órbita é proposto por Kluever e Tanck (1997), entretanto eles utilizam um sistema autônomo com propulsores elétricos de magnitude constante.

Os satélites também podem efetuar manobras de mudança/transferência para alterar completamente seu plano orbital. Estas são manobras de grande porte e compreendidas como sendo aquelas que alterarão completamente algum ou todos os parâmetros orbitais de um satélite.

Manobras de ajuste/correção são responsáveis apenas por corrigir a posição de um satélite no plano orbital; já as manobras de mudança/transferência são responsáveis por alterar completamente a posição do satélite em seu plano nominal ou modificá-la para outro plano orbital.

Outro ponto se trata do movimento relativo entre os satélites e o tratamento dado para solucionar tal problema. Alguns estudos adotam as equações linearizadas de Hill visando solucionar este problema; entretanto, Santos e Rocco (2013) mostram que as equações de Hill perdem a sua acurácia a

distâncias relativas maiores que 1500 m. Outro fator negativo em se adotar as equações de Hill é que elas não consideram forças perturbadoras. Dessa forma, Mahler (2017) propõe um tratamento do ponto de vista da análise geométrica do problema, com a utilização do *Spacecraft Trajectory Simulator* (STRS) (ROCCO, 2008; ROCCO, 2009), de modo que os parâmetros orbitais são obtidos e propagados por meio das equações não lineares da Mecânica Celeste.

Com as posições definidas, o Problema de Lambert é utilizado para determinar a trajetória que conecta dois pontos no espaço com vínculo de tempo. Já este trabalho visa encontrar a solução para a manobra que possui o menor consumo de combustível, utilizando a variação dos parâmetros orbitais da órbita inicial. Em outras palavras, é proposto um algoritmo que visa encontrar um resultado de  $\Delta v_T$  \* utilizando as funções de Gauss  $f$  e  $g$ ; porém, ao invés de simplesmente obter este resultado partindo de pontos genéricos, posições inicial e final de cada um dos quatro satélites para se calcular a trajetória no espaço que conecta estes dois pontos, se estabelece o vínculo da posição final por meio do tempo conhecido de ocorrência da formação do tetraedro e relaxam-se as posições iniciais dos corpos.

É possível perceber nos resultados esta diferença de quando se parte de posições pré-estabelecidas inicialmente, obtendo o valor de mínimo incremento de velocidade quando comparado com o valor obtido com o algoritmo. Fica evidente que não basta apenas partir para a manobra: é possível melhorar ainda mais o valor por meio do relaxamento das posições iniciais e aplicando uma determinada interação em uma determinada ordem. Desta forma, a aplicação do algoritmo impacta diretamente no consumo de combustível e que, por sua vez, impacta nos custos da missão. Enquanto antes se tinha um Problema com Valores de Contorno em Dois Pontos e com suas condições iniciais fixas, agora é possível obter um valor de mínimo relaxando as condições iniciais e implementando uma determinada lógica para a obtenção de um valor melhorado. Ou seja, para cada melhoria de um parâmetro orbital em si seria efetuada a implementação desta abordagem.

## **1.1 Objetivo geral**

O objetivo deste trabalho é buscar as condições iniciais de uma manobra bi impulsiva utilizando o Problema de Lambert por meio das variáveis universais, visando o menor consumo de combustível entre constelações tetraédricas.

## **1.2 Hipótese**

O problema de Lambert consiste em: dados dois vetores de posição e um intervalo de tempo, determinar a órbita que conecta esses dois pontos no espaço. Se as órbitas inicial e final que geraram esses vetores posição forem conhecidas então é possível determinar os vetores de incremento de velocidade que devem ser aplicados de maneira a manobrar o veículo.

H1: Fazendo uma variação dos vetores posição, em função das órbitas inicial e final, ou do intervalo de tempo, é possível varrer as soluções fornecidas pelo problema de Lambert e encontrar a solução de menor incremento de velocidade necessário.

H2: A varredura consiste em: dado cinco elementos keplerianos, buscar pelo sexto que leva à manobra que possui o menor consumo de combustível. Em poucas palavras, mantém cinco elementos invariantes e varre todas as soluções possíveis para determinar a melhor solução para o elemento escolhido. Entretanto, a escolha do elemento é arbitrária.

H3: Dada a posição inicial, existe uma sequência de elementos keplerianos que a ordem sucessiva de sua varredura produz a manobra com menor consumo de combustível; e

H4: a ordem desta sequência é: semieixo maior, argumento do perigeu, anomalia média e excentricidade. Esta hipótese parte do princípio da busca individual de cada um dos elementos citados e cuja condição de varredura do elemento seguinte a se buscar considera o resultado obtido do elemento anterior melhorado.

## **1.3 Delimitações do trabalho**

Este trabalho considera:

- O cálculo das condições iniciais do problema.
- A simulação e a verificação da formação tetraédrica inicial num primeiro momento; e a correção relativa dos satélites para a manutenção da formação na órbita inicial.
- O cálculo das condições finais da órbita final desejada e a verificação da formação tetraédrica final.
- Um sistema de controle em malha fechada para a correção de posição relativa dos satélites.
- Um número limitado de verificações.
- A aplicação do algoritmo é limitada apenas ao satélite  $S_4$ .

A aplicação do algoritmo é limitada apenas ao satélite  $S_4$ .

#### 1.4 Justificativa

A pesquisa na área de formação e constelações de satélites dentro do segmento espacial vem sendo amplamente explorada por pesquisadores e instituições de pesquisa. As aplicações são diversas e as necessidades encontradas para a realização de uma missão fazem com que as tecnologias, muitas inexistentes ou não qualificadas, avancem positivamente. Alguns exemplos podem ser citados como as constelações GPS, MMS, LISA etc. A NASA, propôs um tetraedro regular para o estudo dos fenômenos de reconexão magnética na magnetosfera, a *Magnetospheric MultiScale* (MMS). A ESA propõe uma constelação triangular para servir de interferômetro no espaço para medir eventos gravitacionais, a *Laser Interferometer Space Antenna* (LISA). Já este trabalho irá propor um algoritmo que possibilite encontrar a manobra que leva aos parâmetros orbitais iniciais que, por sua vez, levam à trajetória com menor consumo de combustível entre constelações tetraédricas. Este algoritmo poderá ser utilizado para determinar a melhor condição de manobra de longo porte em uma dada missão.

Os domínios da teoria, da engenharia, e da tecnologia agrupam, não apenas uma gama de avanços dos setores que atendem a população, mas

estabelecem também hegemonia quanto à soberania nacional dentro do setor de segurança nacional. Caminhar junto a este avanço, criando e melhorando métodos, possibilitam ao Brasil caminhar na vanguarda do desenvolvimento, se mantendo próximo, até certo ponto, dos países que possuem maior desenvolvimento na área espacial.

### **1.5 Originalidade, generalidade e utilidade**

O problema de Lambert possui duas soluções: a solução de caminho longo e a solução de caminho curto. O algoritmo proposto apresenta uma condição utilizando a solução do caminho curto que, por meio da variação dos parâmetros orbitais iniciais, já que a posição final é fixa e o tempo de manobra também por requisito da formação tetraédrica, é possível chegar a um valor de incremento de velocidade melhorado do que puramente fornecer os dados iniciais e obter o valor de  $\Delta v_T$ .

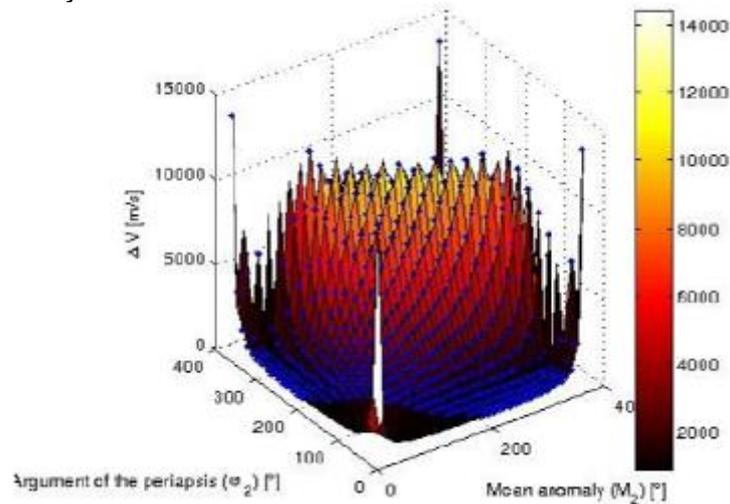
Um trabalho similar e que apresenta a complexidade do problema pode ser visto em Meireles e Rocco (2017). É desenvolvido um algoritmo de determinação de trajetória visando determinar a trajetória de menor consumo de combustível com variação iterativa, dois a dois, de parâmetros orbitais. Os parâmetros utilizados são: anomalia média e o outro uma escolha entre a excentricidade, a inclinação ou o argumento do perigeu. Naquele trabalho, os parâmetros finais foram os elementos de escolha a serem variados. Por se tratar de um gráfico tridimensional, a solução não se mostra visualmente. Sendo assim, Meireles e Rocco (2017) apresentam a solução de manobra com menor consumo de combustível. Algumas imagens daquele trabalho são apresentadas. A Figura 1.1 e Figura 1.2 apresentam as regiões de menor incremento de velocidade variando alguns parâmetros orbitais da posição final. Na Figura 1.1, os parâmetros variados são: argumento do perigeu e anomalia média. Na Figura 1.2, os parâmetros orbitais variados são: inclinação e anomalia média.

Todavia, aquele trabalho não avalia se há uma sequência a ser seguida, uma ordem, ao efetuar a varredura dos parâmetros em busca da manobra de menor

consumo de combustível. O trabalho simplesmente considera a varredura utilizando elementos de escolha de forma mútua.

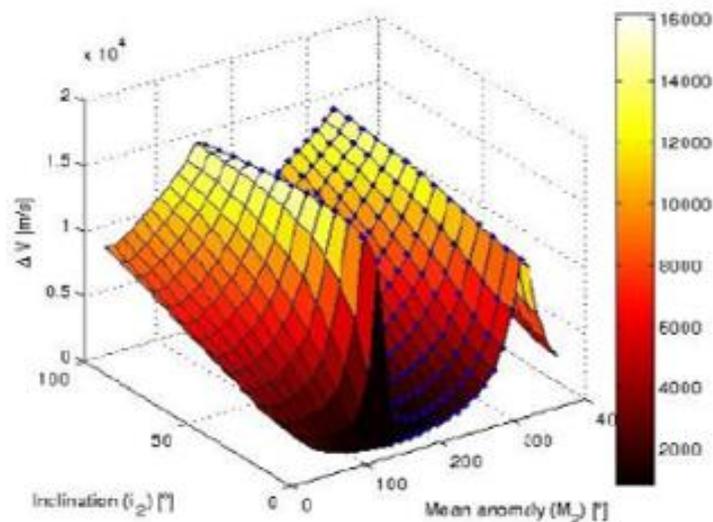
O algoritmo proposto encontra a manobra que leva ao valor de menor  $\Delta v_T$  considerando a varredura dos elementos na posição inicial, também de forma mútua, mas que, ao invés de levar a um gráfico multidimensional, oferece como saída um valor absoluto.

Figura 1.1 – Simulação considerando argumento do perigeu e anomalia média para obtenção do menor incremento de velocidade.



Fonte: Meireles e Rocco (2017).

Figura 1.2 – Simulação considerando argumento do perigeu e anomalia média para obtenção do menor incremento de velocidade.



Fonte: Meireles e Rocco (2017).

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Dentre os vários *Two Point Boundary Value Problems* (TPBVPs), o Problema de Lambert é um dos mais estudados. Segundo Sangrá e Fantino (2021), o Problema de Lambert é uma peça fundamental da Astrodinâmica para a conexão de dois pontos no espaço, com um determinado intervalo de tempo, através de uma órbita kepleriana. Em seguida, fazendo contribuições significativas e fundindo seu empenho ao trabalho desenvolvido pelo matemático Johann Heinrich Lambert (1728-1777), o matemático Karl Friedrich Gauss (1777-1855) apresenta uma nova abordagem e consegue determinar, com precisão, a órbita de Ceres.

Desde então, inúmeros enunciados e variações foram formulados e resolvidos:

O trabalho de Lawden (1993) propõe um método de determinação da manobra ótima, visando otimizar o consumo de combustível, e para isso ele considera duas órbitas elípticas e coplanares e um vínculo de tempo. Os pontos terminais são fixos. Para chegar às condições de otimalidade ele utiliza a metodologia do *prime vector*. Apesar de chegar a um sistema de doze equações, ele não apresenta as soluções numéricas para elas. O trabalho de Rocco (1997) apresenta algumas soluções particulares para o sistema de equações. Já Lancaster e Blanchard (1969) formulam e resolvem o problema sem minimização do tempo e apresentam uma forma unificada do teorema de Lambert que é válida para órbitas elípticas, hiperbólicas e parabólicas com base em uma variável independente  $x$  e um parâmetro  $q$ , de modo que o tempo de voo normalizado seja função de  $x$  para cada valor de  $q$ .

O trabalho de Eckel e Vinh (1984) apresenta a possibilidade de manobras bi-impulsivas entre órbitas não coplanares, a partir de uma determinada geometria de manobra, com mínimo consumo de combustível e tempo fixo e tempo mínimo com consumo de combustível fixo. O trabalho também apresenta formulação sem solução numérica. No entanto, essas soluções numéricas foram apresentadas em Rocco (1997) e utilizadas para o estudo de manobras orbitais com vínculo de tempo.

Prado e Broucke (1996) apresentam uma nova formulação e resolução do Problema de Lambert, substituindo a exigência de que a transferência seja completada num tempo dado (problema original) pela exigência de que o consumo de combustível envolvido nessa manobra seja mínimo, e comparando os resultados obtidos por essa teoria com os resultados disponíveis na literatura. Dizem que esses resultados podem ser facilmente estendidos para o estudo de uma transferência bi-impulsiva entre duas órbitas Keplerianas coplanares com mínimo consumo de combustível.

Bristow (2000) propõe um compilado de esforços para o desenvolvimento de tecnologias voltadas para o problema de guiamento e formação. Ele usa como exemplo a NASA e o Departamento de Defesa, apresentando as principais dificuldades encontradas no problema.

Kang e Sparks (2000) desenvolvem um método de controle para a manutenção da formação e da reconfiguração de múltiplos veículos autônomos. Ele aplica este método em diversas plataformas tais como veículos terrestres, braços robóticos e satélites.

Beard et al. (2001) apresentam uma arquitetura de coordenadas voltada para o problema de controlar múltiplos satélites visando a formação entre eles. Ele propõe as seguintes abordagens: seguir o líder, comportamental e estrutura virtual.

Schaub e Alfriend (2001) propõem uma estratégia de controle impulsivo baseada nas equações variacionais de Gauss para controlar as posições relativas e usando as médias dos elementos keplerianos como meio de expressar os erros. Eles aplicam este método para órbitas com  $J_2$  invariante e compara o que foi aplicado com outros métodos de otimização.

Inalhan et al. (2002) apresentam um modelo de uma formação de voo utilizando órbitas elípticas de referência. São utilizadas as equações linearizadas do movimento relativo para gerar soluções homogêneas. Estas soluções são utilizadas para encontrar as condições necessárias da periodicidade da formação. Além disso, eles generalizam o ponto de formação, anteriormente restrito ao apogeu, para qualquer outra região da órbita.

Guzmán e Schiff (2002) afirmam que a geometria tetraédrica regular afeta positivamente a qualidade dos resultados coletados em estudos de plasma e eletromagnetismo. Eles também apresentam um estudo preliminar sobre os fatores de qualidade de uma formação que envolva quatro, num tetraedro, ou cinco satélites, tendo o quinto como satélite de reposição.

Schaub e Alfriend (2002) discutem uma estratégia de controle, cujas condições da órbita desejada são descritas pelas diferenças dos elementos keplerianos entre os satélites, e a órbita relativa é medida a partir de um sistema de referência centrado no satélite líder. Eles apresentam um método de mapeamento entre as coordenadas baseadas em elementos keplerianos e no sistema cartesiano. Uma lei de controle híbrida, contínua, é utilizada para controlar a formação e por meio de uma simulação numérica ele obtém resultados sobre a performance e as limitações desta lei de controle.

Rocco (2002) propõe um algoritmo e um software para a manutenção de uma constelação simétrica de três satélites, num mesmo plano orbital, considerando manobras impulsivas e uma abordagem multi-objetivo para otimizar simultaneamente o consumo de combustível, o tempo total gasto com as manobras e o erro de posicionamento relativo entre os satélites. Para isto, foi apresentado como critério de decisão para a solução do problema multi-objetivo, o Critério da Menor Perda, que consiste basicamente em buscar o equilíbrio entre objetivos conflitantes, de maneira que todos os objetivos sejam igualmente e simultaneamente considerados.

Arantes et al. (2010a) apresentam em seu trabalho a metodologia do algoritmo em cascata para realização de manobras de *Rendezvous* e *Docking*, com acoplamento do movimento de atitude do satélite. Para isso, eles abordam o problema a partir de uma visão computacional para identificação do alvo. O algoritmo em cascata foi desenvolvido para encontrar as soluções do Problema de Lambert durante a execução da manobra de aproximação do alvo, considerando distâncias superiores à 1km.

Rocco et al. (2013) apresentam o problema de manutenção orbital utilizando manobras impulsivas com vínculo de tempo, aplicado a uma constelação de

satélites simétrica, visando o menor consumo de combustível durante a aplicação das manobras. Além disso, o trabalho apresenta uma metodologia de otimização que pode ser aplicada tanto ao problema de manutenção orbital como a qualquer problema de otimização onde o problema seja multiobjetivo, ou seja, em que existem vários objetivos a se considerar para a obtenção do melhor resultado esperado nesta análise.

Em Breger et al. (2003) são descritas ferramentas e tecnologias desenvolvidas para o futuro das formações de voo de satélites, incluindo algoritmos de navegação de controle autônomo. Além disso, eles criaram um ambiente de testes para a simulação da performance do sistema. Eles apresentam resultados sobre uma formação tetraédrica recorrente usando órbitas de elevada excentricidade.

Guzmán e Edery (2004) apresentam uma exposição sobre a MMS, da NASA, relativa à questão da formação tetraédrica, em específico, cuja geometria pretendida só ocorre nas regiões de interesse, deixando claro que a forma tetraédrica em si é periódica e não constante.

Leitner (2004) propõe o uso de múltiplos satélites em formação como solução de imageamento, visando a diminuição das espaçonaves e utilizando satélites menores para compor um telescópio virtual segmentado. Apresenta informações básicas a respeito de formação, descreve algumas missões da NASA que já ocorreram e identifica as tecnologias críticas que permitiriam o sucesso destas missões.

Sukhanov e Prado (2004) apresentam uma solução do problema de Lambert no problema restrito de três corpos descrito pelas equações de Hill. Esta solução baseia-se na utilização de órbitas de referência pré-determinadas de diferentes tipos, dando a primeira estimativa e definindo o tipo de transferência pretendido. Este procedimento fornece a transformação passo a passo da órbita de referência para a órbita de transferência desejada. São considerados exemplos numéricos da aplicação do procedimento às transferências no sistema Sol-Terra. Esses exemplos incluem transferência entre duas posições especificadas em um determinado tempo, um projeto de órbita periódica, um

projeto de órbita halo, transferências halo para halo, transferência LEO para halo, análise de uma família de órbitas de transferência halo para halo. O método proposto para a solução do problema de Lambert pode ser usado para a solução do Problema com Valores de Contorno em dois Pontos em qualquer modelo de movimento se um conjunto de órbitas de referência típicas puder ser encontrado.

Vaddi et al. (2005) analisam a estabilização e reconfiguração de uma formação de voo entre dois satélites, utilizando as equações variacionais de Gauss para calcular a magnitude de impulsos utilizados para alcançar a diferença desejada entre os elementos orbitais dos dois corpos.

Dos Santos (2005) apresenta um estudo de manobras espaciais de múltiplos encontros visando o mínimo consumo de combustível, aplicando como metodologia a variante do Problema de Lambert desenvolvida por Gooding. O veículo poderá executar uma manobra de *Swing-By* para ganho de energia. A modelagem do problema considera que os três corpos envolvidos são pontos de massa e não sofrem perturbações externas ao sistema. Este estudo possibilita que os satélites partam e retornem de um mesmo referencial, como uma missão partindo da Terra numa missão intergaláctica e retorne para a Terra, ou puramente executar uma manobra de *Swing-By*.

Hughes (2008) apresenta um estudo da missão MMS e uma perspectiva de lançamento dela. Ele usa uma análise de sensibilidade para ilustrar os erros devido às perturbações orbitais e da degradação da formação tetraédrica. Ele também apresenta técnicas utilizadas para mitigar ou remover os efeitos das perturbações.

Woollands et al. (2015) apresentam uma nova abordagem para resolver Problemas com Valores de Contorno em Dois Pontos e Problemas com Valor Inicial usando a transformação de Kustaanheimo-Stiefel e a iteração de Chebyshev-Picard modificada. A primeira contribuição é o desenvolvimento de uma solução analítica para o problema kepleriano elíptico de Lambert baseado na regularização de Kustaanheimo-Stiefel. Isso transforma as equações de movimento de órbita tridimensional não linear em quatro osciladores lineares. A

segunda contribuição resolve o Problema com Valores de Contorno em Dois Pontos Keplerianos Elíptico e o Problema com Valor Inicial usando a transformação de Kustaanheimo-Stiefel e a iteração de Picard.

Avanzini et al. (2015) apresentam um método para resolver o chamado Problema de Lambert de baixa pressão. Depois de formulado como um Problema com Valores de Contorno em Dois Pontos, onde as posições inicial e final são fornecidas em termos de variáveis equinociais, uma abordagem perturbativa de primeira ordem é usada para investigar a variação dos elementos orbitais gerados pelo sistema de propulsão de baixo empuxo, que atua como um parâmetro perturbador em relação ao movimento Kepleriano de ordem zero. Obtém-se um problema algébrico implícito, que permite determinar a trajetória de transferência de baixo empuxo que conduz os parâmetros equinociais dos valores iniciais aos valores finais em um determinado tempo.

Mahler (2017) apresenta uma configuração tetraédrica regular com base na análise geométrica de posição para o cálculo dos parâmetros orbitais, admitindo uma tolerância de erro sobre a posição relativa entre os satélites, a aresta do tetraedro e o volume formado, com formação periódica de apogeu e perigeu. As perturbações orbitais são mitigadas utilizando um sistema de controle ativo com atuadores de baixo empuxo. As simulações são efetuadas no STRS, utilizando uma abordagem *drag-free* para o sistema de controle de trajetória.

Hall e Singla (2020) apresentam um método livre de derivadas para calcular soluções aproximadas para o Problema Incerto de Lambert (ULP) e o Problema do Conjunto de Acessibilidade (RSP) utilizando matrizes de sensibilidade de ordem superior. Essas sensibilidades são análogas aos coeficientes de uma expansão em série de Taylor da solução determinística para ULP e RSP, e são computadas de maneira livre de derivações e computacionalmente tratável. Soluções numéricas para ULP e RSP são fornecidas para validar a metodologia desenvolvida e ilustrar potenciais aplicações. Os benefícios e limitações do método apresentado são discutidos.

Thompson e Rostowfske (2020) apresentam restrições simples aos parâmetros de entrada do Problema de Lambert para resultar em trajetórias de transferência seguras e viáveis de espaçonaves. A direção do movimento, caminho curto vs caminho longo, é restrita à solução que requer o mínimo  $\Delta v$  para implementar a orientação da espaçonave, enquanto simultaneamente supera a limitação do plano de órbita indefinida para transferências de múltiplos ímpares de 180 graus. O tempo de transferência é limitado para garantir que toda a trajetória permaneça dentro de uma faixa predeterminada de altitudes seguras e elimina a necessidade de escolher entre trajetórias de alta e baixa energia para transferências multirrevolução (*multirrev*). O objetivo principal deste artigo é apresentar restrições simples para o problema de Lambert através dos parâmetros de entrada (ou seja, direção do movimento, tempo de transferência, número inteiro de rotações completas) sem a necessidade de modificar o método de Lambert.

O desenvolvimento da tese utiliza a metodologia convencional de aplicação do problema de Lambert através das funções de Gauss. Entretanto, o problema convencional aplica o método baseado no cálculo de determinação de duas trajetórias, caminho longo e caminho curto, que conectam dois pontos no espaço com vínculo de tempo. O algoritmo em cascata utiliza as soluções do problema de Lambert para varrer, dentro de dois limites temporais, um inferior e um posterior, qual é a manobra que conecta esses dois pontos com o menor consumo de combustível (ARANTES JUNIOR et al., 2010b; ROCCO, 2014). A tese utiliza o algoritmo em cascata para varrer as soluções, porém relaxando a posição inicial e obedecendo uma ordem de elementos keplerianos que levam a condições melhores de  $\Delta v_T$ . Os elementos keplerianos melhorados são usados como dados de realimentação para a determinação do elemento kepleriano seguinte, que por sua vez, leva a um novo incremento de velocidade ainda melhor. Este processo se repete por três vezes para a seguinte cronologia de parâmetros orbitais: argumento do perigeu ( $\omega$ ), anomalia média ( $M$ ) e excentricidade ( $e$ ).

### 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Este tópico apresenta os conceitos utilizados para a resolução de cada etapa do problema, desde os vínculos da formação à manobra de transferência com o menor consumo de combustível.

#### 3.1 Constelação e formação orbital de satélites

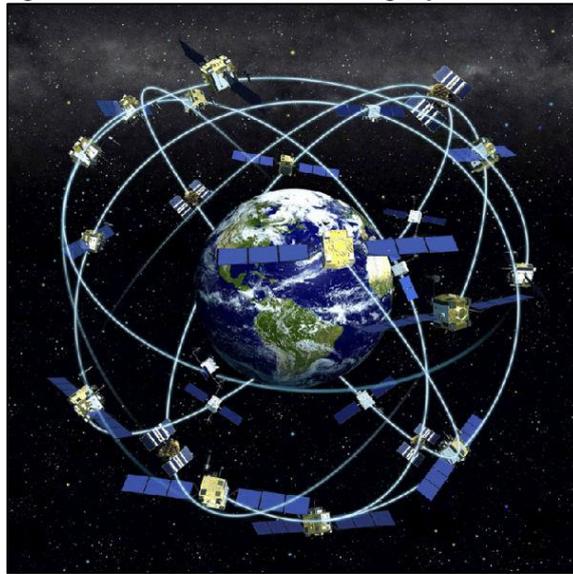
Um conjunto de satélites em formação orbital deve obedecer a uma certa dinâmica de movimento baseada no comportamento relativo dos satélites e de forma que eles atuem de maneira colaborativa entre si, executando algum requisito estabelecido durante as fases preliminares de projeto. Em outras palavras, se um conjunto de satélites atua de maneira colaborativa, respeitando uma determinada dinâmica de movimento entre si, esta rede será definida como sendo uma constelação de satélites em formação orbital. Por exemplo:

A constelação de satélites GPS, *Global Positioning System* (Figura 3.1). O sistema de posicionamento global é formado por uma constelação de satélites orbitando a Terra, responsáveis por emitir a um receptor estático ou em movimento a sua posição relativa ao globo e o tempo local.

A missão MMS, *Magnetospheric MultiScale Mission* (Figura 3.2), da NASA também usa um conjunto de satélites em formação, atuando de maneira conjunta buscando atender um determinado requisito da missão.

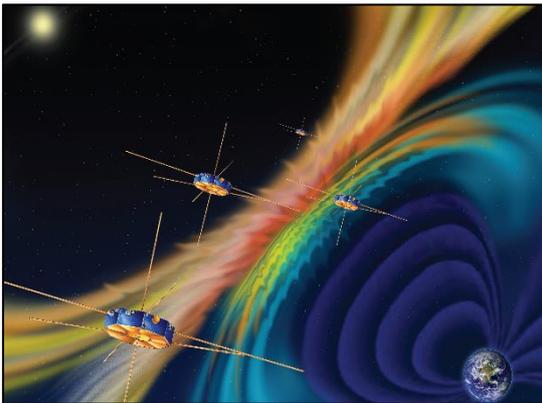
O programa LISA, *Laser Interferometer Space Antenna* (Figura 3.3), é outro exemplo de constelação em formação. Esta missão, criada pela ESA em parceria com a NASA, usa um conjunto de três satélites sob a configuração geométrica de um triângulo equilátero invariante com o tempo, orbitando um ponto lagrangiano ao redor do Sol.

Figura 3.1 – *Global Positioning System, GPS.*



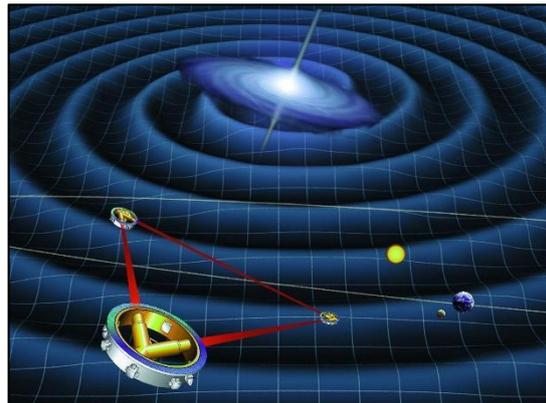
Fonte: Fightliteracy.com (2022).

Figura 3.2 – *Magnetospheric Multiscale Mission, MMS.*



Fonte: NASA (2015).

Figura 3.3 – *Laser Interferometer Space Antenna, LISA.*



Fonte: NASA (2010).

### 3.2 Manobra orbital

Manobra orbital é um procedimento de aceleração ou frenagem realizado por uma espaçonave por meio de seu sistema de propulsão. Este procedimento pode ser classificado por:

1) manobras de transferência, que buscam alterar para mais ou para menos o raio orbital de uma espaçonave; isto pode ser para órbitas nas vizinhanças da Terra ou viagens pelo sistema solar; e

2) manobras de correção, cujo intuito seria puramente corrigir a posição de uma espaçonave com relação à trajetória desejada.

Conhecendo a equação da *vis-viva* (CHOBOTOV, 2002):

$$v^2 = \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (3.1)$$

onde  $v$  é a velocidade do satélite,  $\mu$  é o parâmetro gravitacional,  $r$  é o módulo do vetor posição do satélite e  $a$  é o semieixo maior da órbita. A derivação da equação da *vis-viva* implica uma alteração do semieixo maior da órbita se houver uma mínima variação da velocidade do satélite, matematicamente descrita pela equação abaixo (CHOBOTOV, 2002).

$$da = \left( \frac{2a^2}{\mu} \right) v dv \quad (3.2)$$

Este incremento de velocidade usualmente é aplicado em regiões apropriadas da órbita do satélite. Este tipo de manobra é apropriado por alterar o formato e as dimensões da órbita (CHOBOTOV, 2002).

$$\Delta h_a \cong \left( \frac{4a^2}{\mu} \right) v_p \Delta v_p \quad (3.3)$$

$$\Delta h_p \cong \left( \frac{4a^2}{\mu} \right) v_a \Delta v_a \quad (3.4)$$

onde  $\Delta h_a$  e  $\Delta h_p$  são variações nas altitudes do apogeu e perigeu, respectivamente e  $v_p$  e  $v_a$  são as velocidades no perigeu e apogeu, respectivamente.

Para alterações de inclinação do plano orbital  $\theta$ , o incremento de velocidade deve ser perpendicular a este plano e ocorre em um dos nodos da órbita (CHOBOTOV, 2002).

$$\Delta v = 2v \text{sen} \left( \frac{\Delta \theta}{2} \right) \quad (3.5)$$

As manobras podem possuir as mais diversas características de acordo com a necessidade da missão. Por exemplo:

1) transferências de Hohmann (1925): são manobras bi-impulsivas de mínimo  $\Delta v$ , aplicadas entre órbitas circulares com diferenças radiais,  $r_0 < r_f$ , onde  $r_0$  é o raio da órbita inicial e  $r_f$  o raio da órbita final, de mesmo sentido, mediante a aplicação de dois impulsos  $\Delta v_0$  e  $\Delta v_f$ .

2) Transferências de Hoelker e Silber (1959, 1961): são manobras realizadas mediante três impulsos: dois impulsos de aceleração do veículo e um de desaceleração. O veículo parte de uma órbita baixa para uma órbita mais alta, via órbitas de transferência, e depois decai para uma órbita final de modo que  $r_0 < r_f$ , onde  $r_0$  é o raio da órbita inicial e  $r_f$  o raio da órbita final (FERNANDES; ZANARDI, 2018).

Vale ressaltar que essas manobras 1 e 2 ocorrem com ângulo de transferência de  $180^\circ$ . Existem manobras coplanares e não coplanares, entre órbitas circulares e não circulares. Tudo depende dos requisitos estabelecidos para a missão. Todavia, este trabalho elucidará com mais afinco a manobra de Hohmann e um caso particular da aplicação da manobra de Lambert, o método das variáveis universais.

### 3.3 Manobra de Hohmann

A manobra de Hohmann se trata de uma transferência orbital entre uma órbita circular de raio  $\vec{r}_1$  (órbita de estacionamento) para uma órbita circular de raio  $\vec{r}_2$  (órbita final), onde  $r_2 > r_1$ , por meio de uma órbita de transferência. A transferência de Hohmann é uma manobra ótima em relação ao tempo (tempo mínimo). Para isso, a espaçonave deverá emitir dois impulsos como mostra a Figura 3.4. Também é possível transferir o satélite de uma órbita mais externa para uma órbita mais interna utilizando a manobra de Hohmann. O impulso necessário para manobrar o satélite da órbita circular para a órbita de transferência é calculado por meio da variação entre a velocidade  $v_1$  e a velocidade circular da órbita de raio  $r_1$  (CURTIS, 2009).

$$v_1 = \left[ 2 \left( \frac{\mu}{r_1} \right) - 2 \frac{\mu}{r_1 + r_2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.6)$$

$$v_{c1} = \left(\frac{\mu}{r_1}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.7)$$

$$\Delta v_1 = v_1 - v_{c1} \quad (3.8)$$

A manobra de entrada do satélite na órbita de raio  $r_2$ , saindo da órbita elíptica de transferência, é obtida por meio da variação entre a velocidade  $v_2$  e a velocidade circular da órbita de raio  $r_2$  (CURTIS, 2009).

$$v_2 = \left[2\left(\frac{\mu}{r_2}\right) - 2\frac{\mu}{r_1 + r_2}\right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.9)$$

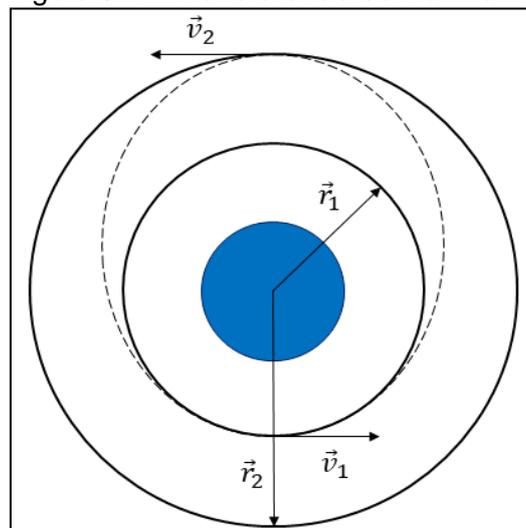
$$v_{c2} = \left(\frac{\mu}{r_2}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.10)$$

$$\Delta v_2 = v_2 - v_{c2} \quad (3.11)$$

A manobra é ótima para um ângulo de transferência igual a  $180^\circ$  entre os impulsos 1 e 2, ou seja, metade do período orbital da órbita elíptica de transferência e de semieixo maior  $a$ , logo o tempo de manobra,  $T$ , é dado por (CURTIS, 2009):

$$T = \pi \left(\frac{a^3}{\mu}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.12)$$

Figura 3.4 – Transferência de Hohmann.



Fonte: Produção do autor.

A manobra de Hohmann é um caso clássico e teórico, pois considera que os propulsores são ideais, capazes de variar sua velocidade instantaneamente. Em uma situação mais realista, a manobra é efetuada por meio de arcos propulsivos em torno do ponto de aplicação. Isto implica um sistema de atuação contínua dos propulsores durante a manobra. Do ponto de vista de controle, a manobra de Hohmann considera um sistema em malha aberta, já que os impulsos são ideais. Para o caso de um sistema propulsivo contínuo de baixo empuxo, não basta apenas ligar o propulsor, mas torna-se necessário conhecer os estados (posição e velocidade) do satélite ao longo da manobra, pois a efetividade e eficiência da atuação sobre o satélite são fatores decisivos para o sucesso ou o fracasso daquela ação. Sendo assim é necessário projetar tanto um sistema de navegação capaz de fornecer a posição e a orientação em tempo real quanto um sistema de controle de trajetória em malha fechada, como foi realizado no programa Gravity Probe B e na missão Hipparcos (COSTA FILHO, 2012).

### 3.4 Problema de Lambert

O problema de Lambert, é um dos mais conhecidos *Two Point Orbital Boundary Value Problem*, consiste em determinar a trajetória orbital que uma espaçonave deverá percorrer entre dois vetores de posição (posição inicial e posição final) em um determinado intervalo de tempo como mostra a Figura 3.5. Segundo o teorema de Lambert, o tempo de transferência independe da excentricidade da elipse; e se o tempo de transferência for conhecido, então basta calcular a trajetória que o satélite realizará para sair de  $P_1$  e chegar em  $P_2$  (CURTIS, 2009). Suas aplicações são diversas e de extrema importância para situações de *rendez-vous*, alvo-perseguidor, determinação de órbita etc.

As velocidades nos instantes inicial e final da órbita de transferência são dadas por:

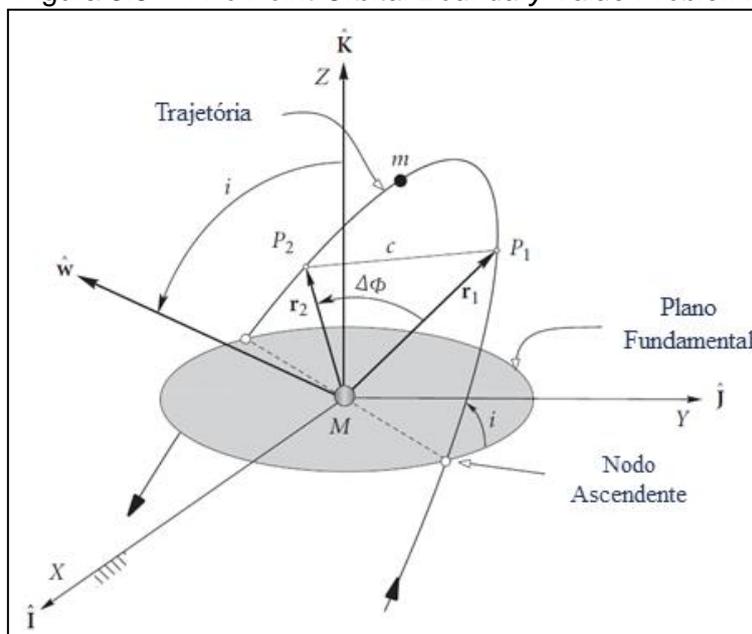
$$\vec{v}_1 = \frac{\vec{r}_2 - f(z)\vec{r}_1}{g(z)} \quad (3.13)$$

$$\vec{v}_2 = \frac{\dot{g}(z)\vec{r}_2 - \vec{r}_1}{g(z)} \quad (3.14)$$

onde  $f(z)$  e  $g(z)$  são as funções de Gauss, também denominadas variáveis universais (BOND et al., 1996).

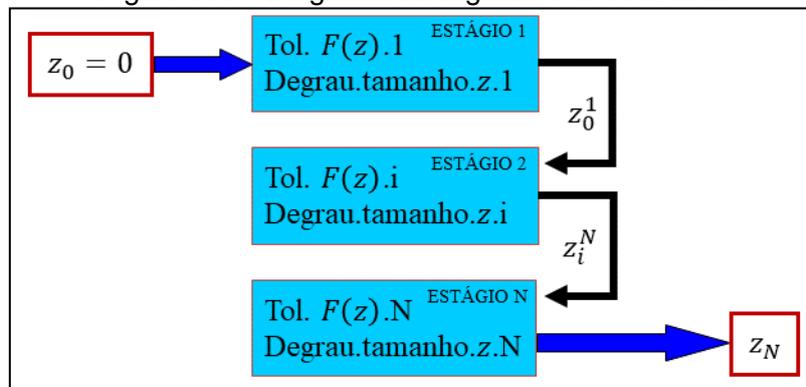
A solução desta restrição, basicamente, é encontrar a variável  $z$  que resolva  $F(z)$ , sem a necessidade de chutes iniciais para as variáveis  $S(z)$ ,  $C(z)$ ,  $y(z)$  e  $x(z)$ . Arantes Junior et al. (2010b) e Rocco (2014) apresentam um algoritmo em cascata que encontra este valor com o grau de aproximação desejada. A restrição é varrida e processada  $N$  vezes, cobrindo toda a faixa que representa as soluções elípticas para o problema como apresenta a Figura 3.6.

Figura 3.5 – Two Point Orbital Boundary Value Problem.



Fonte: Curtis (2005).

Figura 3.6 – Diagrama do algoritmo em cascata.



Fonte: Adaptado de Arantes Junior et al (2010b).

A equação de restrição é dada por:

$$F(z) = x^3(z)S(z) + A[y(z)]^{\frac{1}{2}} - t(\mu)^{\frac{1}{2}} = 0 \quad (3.15)$$

Onde:

$$S(z) = \frac{(z)^{\frac{1}{2}} - \text{sen}\left(\frac{1}{z^2}\right)}{z^{\frac{3}{2}}} \quad (3.16)$$

$$C(z) = \frac{1 - \cos\left(\frac{1}{z^2}\right)}{z} \quad (3.17)$$

$$y(z) = r_1 + r_2 - A \frac{1 - zS(z)}{[C(z)]^{\frac{1}{2}}} \quad (3.18)$$

$$x(z) = \left[ \frac{y(z)}{C(z)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.19)$$

O algoritmo é iterativo e à medida que a solução converge para um valor, as seguintes funções são avaliadas (ROCCO, 2014).

$$f(z) = 1 - \frac{y(z)}{r_1} \quad (3.20)$$

$$g(z) = A \left[ \frac{y(z)}{\mu} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.21)$$

$$\dot{g}(z) = 1 - \frac{y(z)}{r_2} \quad (3.22)$$

### 3.5 Perturbações orbitais

Perturbações orbitais são pequenas deformações das órbitas idealmente keplerianas causadas por irregularidades no campo gravitacional idealmente central, pelo arrasto atmosférico, pelos ventos solares, pelo albedo etc. As perturbações são responsáveis pela degradação da trajetória kepleriana de um objeto em órbita. Estes podem ser satélites, sondas e até mesmo objetos naturais como planetas, cometas, meteoróides. Todos estão sujeitos aos efeitos ocasionados pelas perturbações em suas mais diversas intensidades.

### 3.5.1 Potencial gravitacional

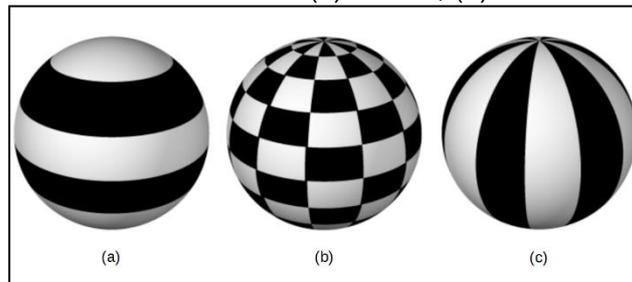
As perturbações de origem gravitacional ocorrem devidas às deformações de simetria e homogeneidade do corpo que gera o campo gravitacional. Sir Isaac Newton explica o movimento dos corpos em sua Lei da Gravitação Universal desconsiderando o efeito das perturbações orbitais. Porém, a força pode ser modelada pela derivada espacial=gradiente de um potencial. Sendo a força função da distribuição de massa dos corpos, se esta variar conforme um outro corpo se movimenta ao redor desta distribuição de massa não homogênea, a força gravitacional variará conforme o corpo se deslocar. O potencial gravitacional de um corpo calculado a partir da forma que ele possui é dado por (CHOBOTOV, 2002):

$$U(r; \lambda; \zeta) = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r}\right)^n [C_{mn} \cos(m\lambda) + S_{mn} \sin(m\lambda)] P_{mn} \sin(m\zeta) \quad (3.23)$$

onde  $m$  e  $n$  são o grau e ordem dos harmônicos esféricos,  $a_e$  o semieixo equatorial do elipsoide do corpo,  $r$  é a distância que relaciona o potencial gerado por uma região do corpo relativa a um ponto externo a ele,  $C_{mn}$  e  $S_{mn}$  são os coeficientes harmônicos esféricos e  $P_{mn}$  são os polinômios associados de Legendre.

Os harmônicos podem ser zonais, tesserais ou setoriais como ilustra a Figura 3.7. Estes harmônicos resultam em constantes numéricas utilizadas para definir o formato de um corpo. No caso da Terra, alguns destes harmônicos são representados na Tabela 3.1 (CHOBOTOV, 2002).

Figura 3.7 – Harmônicos esféricos: (a) zonais; (b) tesserais e (c) setoriais.



Fonte: Adaptado de Kuga et al. (2011).

Tabela 3.1 – Valores de baixa ordem dos harmônicos do potencial gravitacional terrestre (*WGS 84 model*).

Harmônico zonal	Harmônico Tesseral	Harmônico setorial
$J_2 = 1082,6300.10^{-6}$	$C_{22} = 1,5747419.10^{-6}$	$S_{22} = -9,023759.10^{-7}$
	$C_{31} = 29,146736.10^{-6}$	$S_{31} = 2,7095717.10^{-7}$
$J_3 = -2,5321531.10^{-6}$	$C_{32} = 3,0968373.10^{-7}$	$S_{32} = -2,1212017.10^{-7}$
	$C_{33} = 1,0007897.10^{-6}$	$S_{33} = 1,9734562.10^{-7}$
	$C_{42} = 7,7809618.10^{-8}$	$S_{32} = -2,1212017.10^{-7}$
$J_4 = -1,6109876.10^{-6}$	$C_{44} = -3,9481643.10^{-9}$	$S_{44} = 6,540039.10^{-9}$

### 3.5.2 Atração gravitacional do Sol e da Lua

Quando o satélite está próximo da Terra é possível considerar o efeito gravitacional causado pela presença do Sol e da Lua, conhecido como problema de três corpos. Esses efeitos gravitacionais também distorcem a órbita dos objetos espaciais. As perturbações causadas pelo terceiro corpo são calculadas de acordo com as equações fornecidas pelo problema de três corpos conforme (SZEBEHELY, et al., 1967).

$$\begin{aligned}
 \frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_1 &= -Gm_2 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} + Gm_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} \\
 \frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_2 &= -Gm_3 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} + Gm_1 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} \\
 \frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_3 &= -Gm_1 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} + Gm_2 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3}
 \end{aligned} \tag{3.24}$$

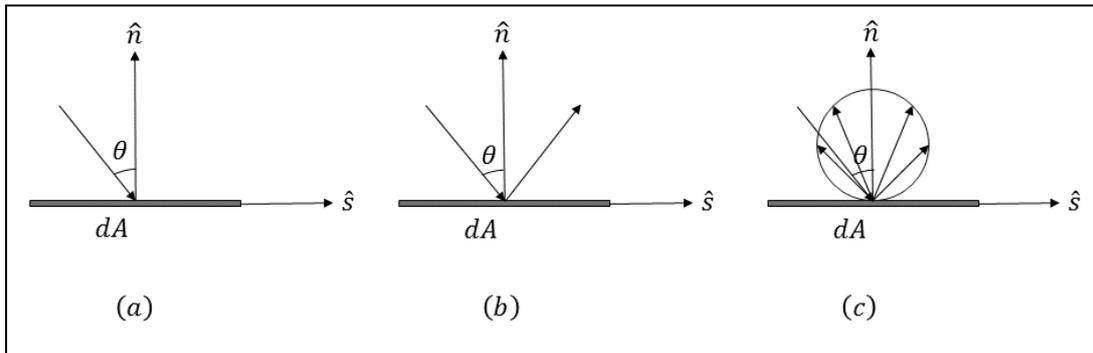
Sendo  $G$  a constante gravitacional,  $m_1$ ,  $m_2$  e  $m_3$  a massa dos corpos e  $r_1$ ,  $r_2$  e  $r_3$  são as posições dos corpos em relação a um referencial inercial.

### 3.5.3 Pressão de radiação

A pressão de radiação é o efeito causado pela troca da quantidade de movimento linear das partículas de luz (fótons) emitidas pelo Sol com o objeto em órbita por meio da incidência das partículas com a superfície do satélite. A magnitude do efeito de pressão varia em função de muitos fatores como os

ângulos de incidência, as propriedades do material e o tipo de reflexão sofrida. A NASA (HARRIS, et al., 1969) desenvolveu uma abordagem em seus modelos que admite que a radiação pode ser absorvida, refletida especularmente, refletida difusamente, ou a combinação delas como mostra a Figura 3.8.

Figura 3.8 – (a) A superfície absorve completamente os raios incidentes; (b) os raios incidentes sofrem reflexão especular; (c) os raios incidentes sofrem reflexão difusa.



Fonte: Adaptado de Harris et al. (1969).

Para o cálculo da força de radiação solar no satélite, considera-se um elemento de força de radiação solar  $df$  para cada elemento de área  $dA$ , em cada uma das três condições, nas direções dos versores  $\hat{n}$  e  $\hat{s}$ , com ângulo de incidência  $\theta$  (HARRIS, et al., 1969).

Para a condição em que toda a incidência dos raios é absorvida.

$$df_a = \frac{I}{c} [C_a(-\cos(\theta)\hat{n} + \sin(\theta)\hat{s})]\cos(\theta)dA \quad (3.25)$$

Onde  $I$  é a intensidade do fluxo de energia solar,  $c$  é a velocidade da luz,  $C_a$  é o coeficiente de absorção completa da superfície.

Para a condição em que a incidência é especularmente refletida.

$$df_{re} = \frac{I}{c} [-(1 + C_{re})\cos(\theta)\hat{n} + (1 - C_{re})\sin(\theta)\hat{s}]\cos(\theta)dA \quad (3.26)$$

Onde  $C_{re}$  é o coeficiente de reflexão especular da superfície.

Para a condição em que a incidência luminosa é difusamente refletida.

$$df_{rd} = \frac{I}{c} \left[ - \left( \cos(\theta) + \frac{2}{3} C_{rd} \right) \hat{n} + \sin(\theta) \hat{s} \right] \cos(\theta) dA \quad (3.27)$$

Em que  $C_{rd}$  é o coeficiente de reflexão difusa da superfície.

A razão entre a área e a massa também influencia a pressão de radiação sobre o satélite. Se essa razão for grande, então o efeito ocasionado pela pressão de radiação poderá ser significativo no satélite (KUGA, et al., 2011). O efeito ocasionado pela pressão de radiação é responsável por alterar a trajetória do satélite por meio da aceleração de pressão de radiação.

### 3.5.4 Arrasto atmosférico

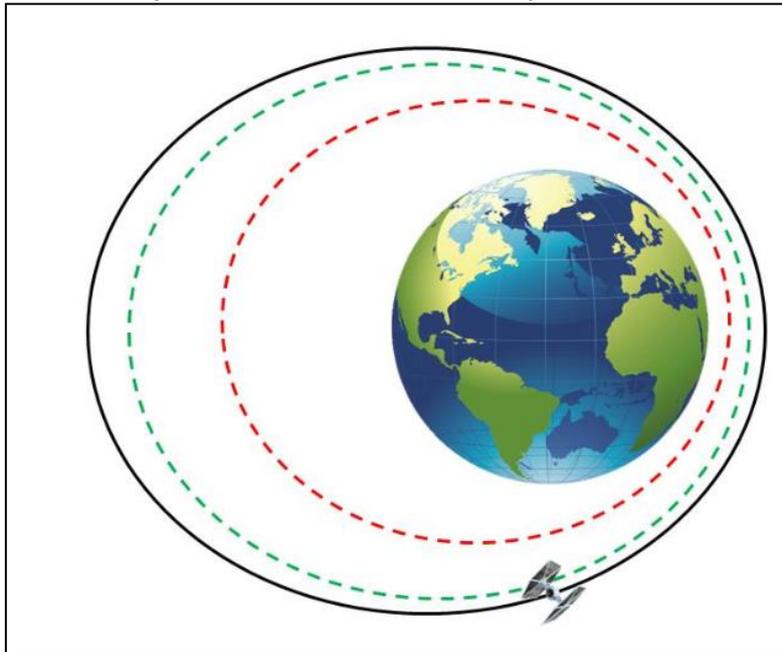
A força aerodinâmica é o efeito provocado pela geometria e movimento do corpo imerso em um meio, o ar. Esta força, quando decomposta no triedro do corpo gera duas componentes sendo uma de sustentação e outra de arrasto. A força aerodinâmica é função de muitos parâmetros inclusive da densidade do meio: quanto mais denso ele for, maior será a intensidade da força. Satélites não levam em conta o formato aerodinâmico já que o meio no qual estão inseridos possuem baixa dispersão de partículas que, por sua vez, afeta diretamente a densidade deste meio. Quando as órbitas possuem perigeu menor que 1000 km os objetos que estão nesta trajetória são, então, afetados pelo arrasto produzido pela atmosfera (CHOBOTOV, 2002). Um satélite com velocidade relativa atmosférica  $v_r$  movendo-se em um meio de densidade local  $\rho$ , sendo  $C_D$  seu coeficiente de arrasto e  $A$  sua área efetiva, a componente de arrasto que atua sobre ele é:

$$\vec{D}(A; \vec{v}_r) = \frac{1}{2} C_D A v_r^2 \hat{v} \quad (3.28)$$

Sendo  $\hat{v}$  o versor na direção do movimento.

O arrasto atmosférico é uma força de frenagem que atua no sentido oposto ao deslocamento do satélite ao longo de sua trajetória orbital. Por se tratar de uma força dissipadora, um satélite cujo perigeu de sua órbita se encontra abaixo de 1000 km passa a sofrer a influência dessa força perturbadora. A tendência do arrasto é circularizar e abaixar a trajetória até que o objeto colida com a Terra (Figura 3.9).

Figura 3.9 – Trajetória orbital sendo afetada pelo arrasto atmosférico.



Fonte: Produção do autor.

### 3.6 Tecnologia drag-free

A tecnologia *drag-free* tem por objetivo mitigar os efeitos de perturbações de origem não gravitacional durante a trajetória descrita pelo satélite ao redor da Terra, por exemplo (ZANONI, 2015). Mais recentemente, a NASA desenvolveu um experimento que utilizava um satélite para medir a magnitude da distorção que a massa da Terra ocasionava, ao seu redor, no tecido espaço-tempo (BOVERDUIN et al., 2008). Para isso eles precisaram considerar uma nova abordagem na tratativa do problema. Se o satélite fosse constantemente perturbado por demais perturbações de origem não gravitacional, seria impossível realizar este experimento. Esta missão aconteceu em 2004 e foi chamada de *Gravity Probe (GP-B)* (EVERITT, 1988). Outro experimento, proposto pela ESA, foi a STEP e futuramente a LISA.

O movimento orbital trata de uma trajetória descrita por um corpo ao redor de outro. Esta respeita a forma de alguma das cônicas (apresentadas por Apolônio de Perga), como foi demonstrado por Kepler. Um satélite em órbita da Terra descreve algumas destas trajetórias. As correções de posição na trajetória de um satélite são realizadas por propulsores, mas o impacto real na posição atual

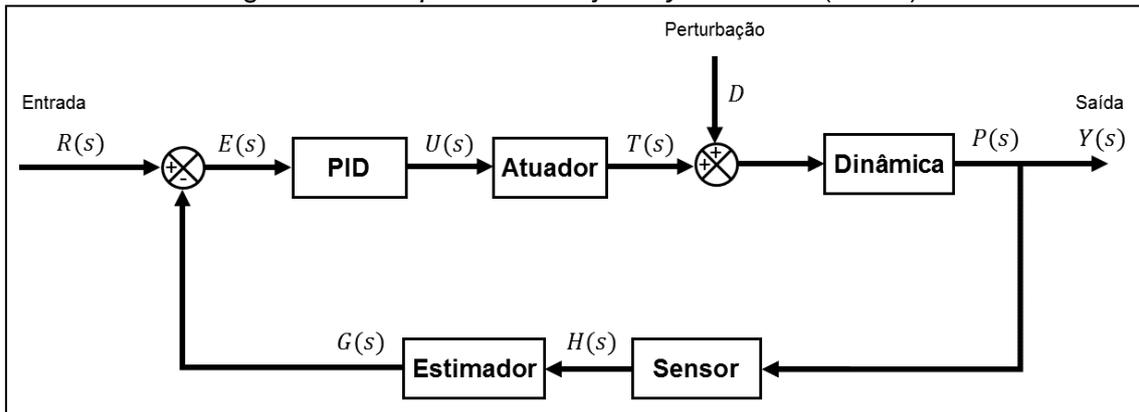
e final da espaçonave pouco interessam, já que a atuação é suficiente para colocar o satélite onde se deseja. Em Teoria de Controle diz-se que este processo ocorre em malha aberta, pois o estado final não é comparado com um estado de referência.

Em um sistema em malha fechada, o processo ocorre por meio da aferição de sensores, responsáveis por medir a posição atual do satélite. Em seguida estes valores são comparados com um valor de referência e, se a posição não confere, um sistema de atuadores propulsivos aplicará impulsos, variando a velocidade do satélite, de modo que sua posição atual seja corrigida. Novamente a posição instantânea é medida e comparada. A maneira cíclica de medição e correção da posição de um satélite em sua trajetória é forma o qual se tornou possível a aplicação da tecnologia *drag-free*.

### **3.7 *Spacecraft Trajectory Simulator (STRS)***

O *Spacecraft Trajectory Simulator (STRS)* é um simulador de trajetórias espaciais e de manobras orbitais que utiliza a tecnologia *drag-free* (ROCCO, 2008; ROCCO, 2015; ROCCO, 2012; ROCCO, 2019). Este conceito permite ao STRS a capacidade de simular ambientes espaciais do mais alto grau de complexidade, considerando diversos efeitos dissipadores capazes de perturbar a cinemática e a dinâmica de um corpo no espaço, erros inseridos no modelo, não linearidades etc. Atualmente, o STRS é uma das ferramentas de simulação do Laboratório de Modelagem e Simulação da Dinâmica e do Controle em Malha Fechada de Órbita e Atitude de Veículos Espaciais (Lab MSDC Órbita & Atitude) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), na Divisão de Mecânica e Controle Espacial (DIMEC). A estrutura básica do simulador encontra-se ilustrada na Figura 3.10.

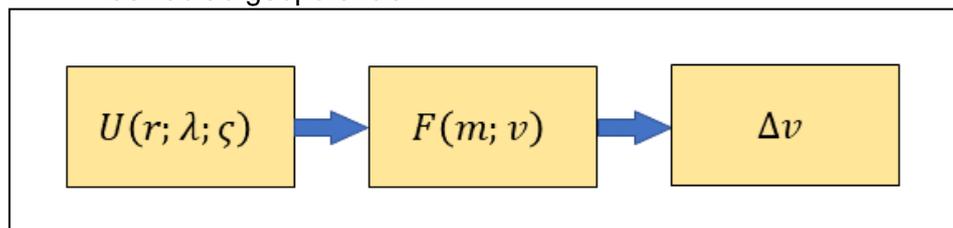
Figura 3.10 – *Spacecraft Trajectory Simulator (STRS)*.



Fonte: Produção do autor.

A dinâmica e a cinemática do movimento podem ser descritas de maneira mais direta sem que haja a necessidade de um método de integração mais apurado capaz de resolver uma série de equações que, algumas vezes, precisam ser simplificadas diante da sua complexidade matemática, fazendo com que muitos termos deixem de ser considerados. Isto não significa que estes outros métodos estejam equivocados; entretanto, a maneira como STRS implementa os modelos o torna mais realista, pois não há a necessidade de se desconsiderar nada, elevando com isso a um preciosismo de resultados mais apurado (ROCCO, 2015). Adotando como exemplo a obtenção do  $\Delta v$  gerado pela perturbação do geopotencial, como ilustra a Figura 3.11. O modelo considera a perturbação causada pelo geopotencial terrestre; entretanto, é sabido que a força deriva deste potencial. Se a força passa a ser conhecida, sabendo a massa do satélite, pela Segunda Lei de Newton se obtém o incremento de velocidade gerado, a cada passo da simulação, devido ao potencial gravitacional.

Figura 3.11 – Concepção do STRS sobre a obtenção do incremento de velocidade devido ao geopotencial.

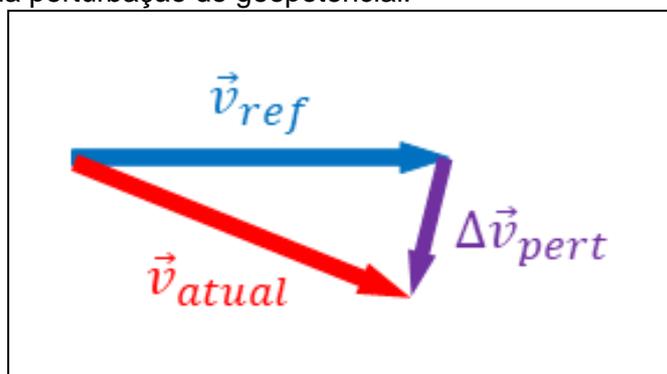


Fonte: Produção do autor.

O STRS possui uma retroalimentação de sinal o que possibilita haver esta comparação entre um estado de referência e o estado atual. O estado de referência é descrito pela trajetória não perturbada do satélite e o estado atual é obtido por meio de uma soma vetorial como ilustra a Figura 3.12.

Sabendo destas informações pode-se inserir o incremento de velocidade relativo ao controle para mitigar os efeitos da perturbação do geopotencial. Apesar de ser intuitivo que o controle deva ser um vetor de mesma magnitude que o  $\Delta\vec{v}_{pert}$  não o é, pois, o controlador possui matrizes de ganhos que deverão ser ajustados da melhor maneira possível. Em outras palavras, em uma simulação realista, o  $\Delta\vec{v}_{pert} \neq -\Delta\vec{v}_{control}$ .

Figura 3.12 – Obtenção do estado atual do satélite por meio do incremento gerado pela perturbação do geopotencial.



Fonte: Produção do autor.

O processo de obtenção dos demais incrementos de velocidade devido as perturbações são bastante similares ao que fora apresentado para o caso do geopotencial.

Como o tratamento dado pelo STRS aos modelos não envolve puramente a integração de uma equação matemática complexa e cheia de variáveis, isto não implica que ele não seja complexo ou não tenha equações complexas. Esta abordagem do simulador o torna bastante maleável quanto à simulação. Isto quer dizer que ele permite que as não linearidades de modelo, as não linearidades relativas aos subsistemas do satélite, tal como sua propensão a falhas, possam ser implementadas, simuladas e estudadas.

### 3.8 Formação tetraédrica e análise geométrica

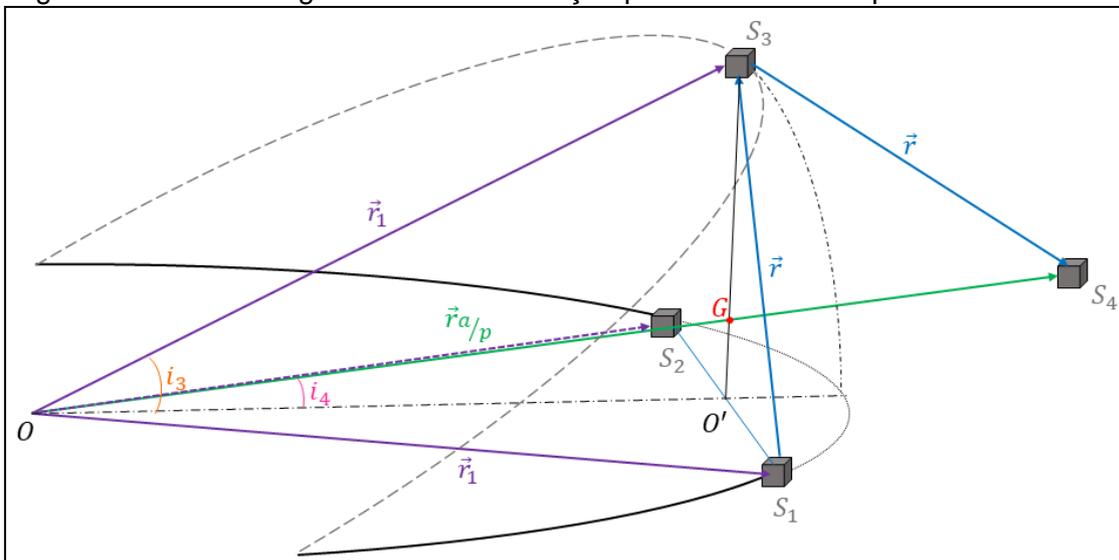
Para a formação do tetraedro, primeiro se escolhe o local da Terra ou do espaço no qual ele se formará. Em seguida, é aplicada a análise geométrica do problema e, com base na posição relativa dos corpos, todos os parâmetros orbitais são calculados em função da geometria referenciada no centro da Terra.

Para a modelagem são admitidas três órbitas circulares e uma elíptica. Das órbitas circulares, dois satélites serão coplanares (MAHLER, 2017), como apresenta a Figura 3.13.

A primeira órbita circular é composta por dois satélites,  $S_1$  e  $S_2$ , coplanares e cuja posição relativa é calculada em função do afastamento relativo entre eles,  $r$  a primeira aresta do tetraedro, e pela variação das anomalias médias,  $\Delta M$ , entre  $M_1$  e  $M_2$  é dada por:

$$\Delta M = n(t_2 - t_1) \quad (3.29)$$

Figura 3.13 – Análise geométrica da formação para o cálculo dos parâmetros orbitais.



Fonte: Mahler (2017).

Onde  $n$  é o movimento médio,  $t_2$  e  $t_1$  são os tempos dos satélites  $S_2$  e  $S_1$ , respectivamente.

A segunda órbita circular contém o satélite  $S_3$  que se posiciona sobre o ponto médio de  $r$  e cuja anomalia média,  $M_3$ , pode ser calculada como sendo  $M_3 = \frac{\Delta M}{2}$ , entretanto plano da órbita de  $S_3$  é inclinado com relação ao plano de  $S_1$  e  $S_2$  esta inclinação é calculada em função da análise geométrica do problema. A Figura 3.14 mostra a posição de  $S_3$  em uma vista superior para que fique mais bem visualizada sua posição em função do plano orbital de  $S_1$  e  $S_2$ .

A disposição geométrica dos três satélites gerou um triângulo equilátero (Figura 3.14).

A posição do satélite  $S_4$  é imposta sobre o segmento que passa pelo baricentro do triângulo estabelecido por  $S_1$ ,  $S_2$  e  $S_3$ . Para que  $S_4$  obedeça ao tempo de formação e componha o tetraedro regular ele deverá possuir o mesmo período orbital dos demais satélites. Sendo assim, o raio do apogeu,  $r_a$ , e do perigeu,  $r_p$ , do quarto satélite são dados por:

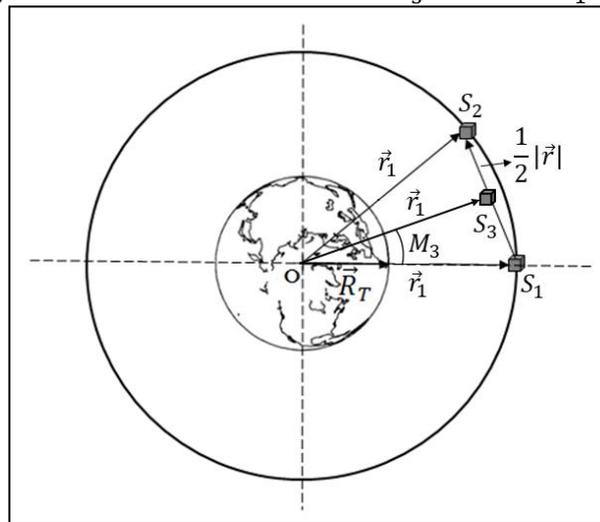
$$r_a = r_1(1 + e) \quad (3.30)$$

$$r_p = r_1(1 - e) \quad (3.31)$$

Onde  $e$  é a excentricidade da órbita de  $S_4$  e é dada por:

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (3.32)$$

Figura 3.14– Posicionamento de  $S_3$  relativo a  $S_1$  e  $S_2$ .



Fonte: Adaptado de Mahler (2017).

Como requisitos pré-estabelecidos que os quatro satélites deverão cumprir no instante da formulação matemática:

- Os satélites terão um afastamento relativo  $r = 10000\text{ m}$ ;
- A altitude orbital dos satélites é  $h = 2000000\text{ m}$ ;
- As trajetórias são keplerianas, ou seja, livres de perturbações orbitais num primeiro momento;

As identificações de formação ocorrem por meio de sinalizadores, *flags*, baseados em:

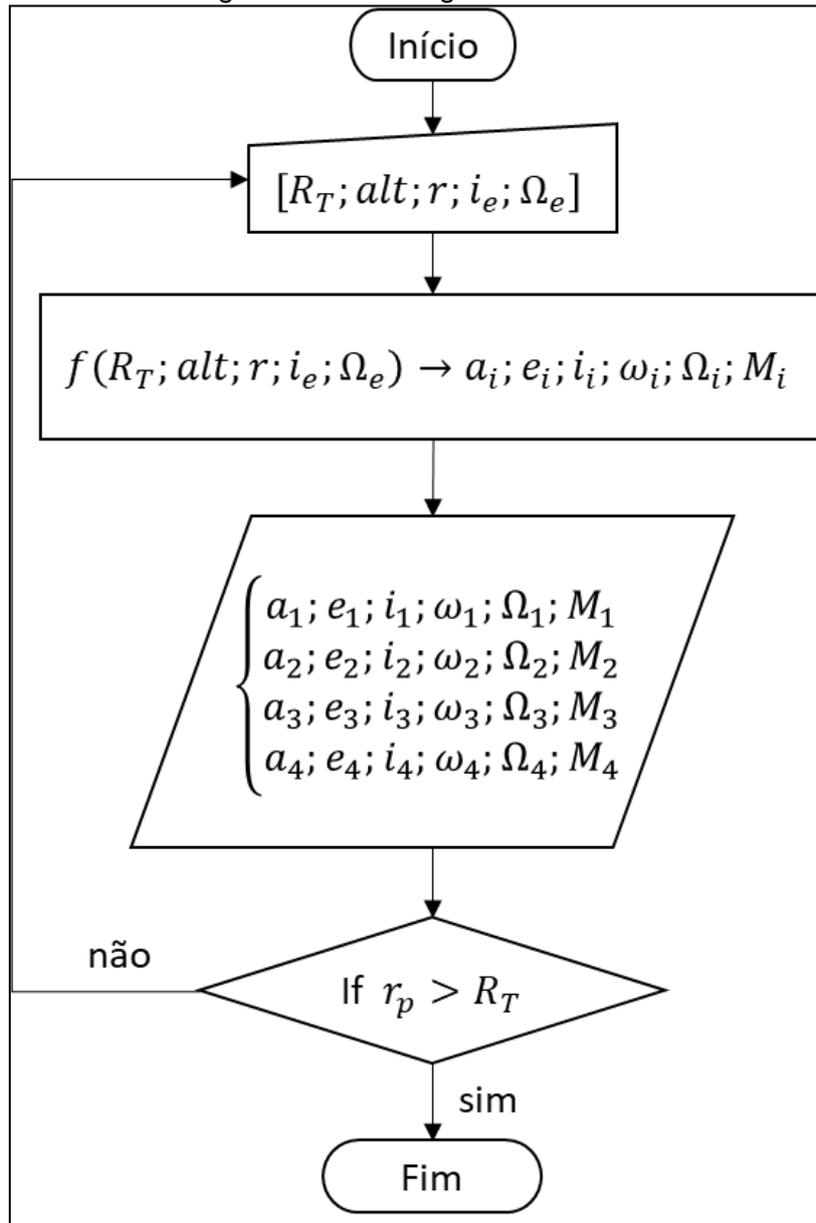
- O erro máximo permitido com relação a aresta nominal ( $10000\text{ m}$ )  
 $\delta = 100\text{ m}$ ;
- O erro máximo permitido com relação as diferenças entre as posições  
 $\delta = 100\text{ m}$ ;
- O erro máximo permitido com relação ao volume nominal ( $117.85\text{ km}^3$ )  
 $\delta = 0,1\text{ km}^3$ .

### 3.8.1 SPC *Spacecraft Parameters Calculator*

Para gerenciar tanto o posicionamento quanto a disposição geométrica do tetraedro em função do raio da Terra, da altitude inicial, da aresta, da inclinação

inicial e da ascensão reta do nodo ascendente inicial foi desenvolvido um programa chamado *Spacecraft Parameters Calculator*. O algoritmo desenvolvido considera inclusive se a altitude de entrada é capaz de gerar uma órbita de colisão com a Terra. A estrutura é apresentada no fluxograma representado pela Figura 3.15.

Figura 3.15– Fluxograma do SPC.



Fonte: Mahler (2017).

## 4 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO

O problema que se quer resolver é formar um tetraedro final, a partir de uma condição inicial, usualmente degradada de um tetraedro inicial, e usando manobras de mínimo combustível total. Para resolvê-lo, partindo de uma posição inicial para uma posição final, é desenvolvido um algoritmo de busca dos elementos keplerianos da posição inicial que levam à manobra de menor consumo de combustível. O algoritmo é testado considerando um relaxamento na posição inicial de um dos satélites da formação, o satélite  $S_4$ . Foi definida uma sequência de parâmetros orbitais que são melhorados através do método de varredura em cascata (ROCCO et al., 2010) e uma segunda varredura em torno de cada um dos elementos orbitais desta sequência. Cada elemento orbital que leva a uma manobra com menor consumo de combustível é utilizado como dado para encontrar o próximo elemento da sequência que leva à manobra com incremento de velocidade reduzido e assim, sucessivamente, até que o processo finalize e devolva como solução o  $\Delta v_T$  \*.

### 4.1 Apresentação do problema

O problema que se quer resolver é formar um tetraedro final, a partir de uma condição inicial, usualmente degradada de um tetraedro inicial, e usando manobras de mínimo combustível total. Os tetraedros inicial e final são obtidos a partir da análise geométrica do problema, com suas devidas posições calculadas precisamente. O vínculo de posição é estabelecido na órbita final, pela posição que se pretende chegar a partir de uma órbita nominal. A trajetória final tem um vínculo fixo de posição, e o tempo de formação é conhecido a partir do cálculo do problema relativo entre os corpos. Para se saber a posição de cada um dos corpos no momento da formação basta conhecer a posição relativa entre dois corpos que todos os demais tempos são conhecidos. Desta forma, a posição final de cada satélite é definida. A princípio, bastaria saber a posição de cada satélite numa órbita nominal e executar a manobra de conexão entre elas; entretanto, é possível determinar uma posição inicial que leve a uma trajetória de transferência com consumo mínimo de combustível.

Para resolvê-lo, usa-se a solução do Problema de Lambert com condições iniciais relaxadas, num algoritmo de busca iterativa daquelas que usam o menor combustível total. Dentre as várias instanciações do *Two Point Boundary Value Problem* (TPBVP), O Problema de Lambert busca encontrar a trajetória que conecta dois pontos no espaço, dados os raios vetores que apontam para esses pontos e o intervalo de tempo que o corpo leva para percorrer a trajetória do ponto inicial até o final.

Ao variar as condições de contorno do TPBVP, os raios vetores e o intervalo de tempo, se obtém soluções diferentes que, ao serem implementadas para a realização de manobras orbitais, podem gastar mais ou menos combustível; ou seja, irão requerer diferentes valores de incrementos de velocidade.

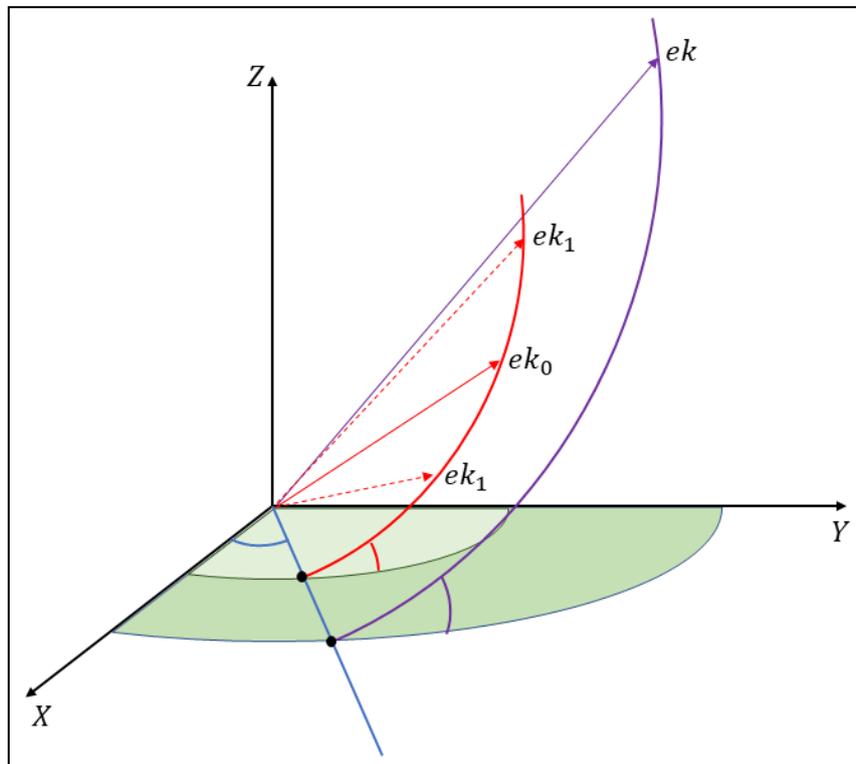
Este trabalho limita-se a encontrar um algoritmo de busca das condições de contorno iniciais do TPBVP. Em outras palavras, este trabalho busca variar essas condições de contorno iniciais do TPBVP de maneira a encontrar a solução mais econômica do ponto de vista de combustível (ou incremento de velocidade). Como existem infinitas possibilidades, não seria possível encontrar a solução do TPBVP para todas as combinações.

Por outro lado, procedimentos de otimização clássicos, como o *prime vector* de Lawden (1962) ou outros semelhantes encontrados na literatura, já foram amplamente estudados, mas nem sempre a aplicação desses métodos é de fácil implementação e solução. Por isso este trabalho busca uma alternativa para encontrar uma solução sub-ótima, sem a necessidade da implementação de métodos sofisticados de otimização, utilizando apenas a solução do TPBVP, definida pela solução do Problema de Lambert, associada a um algoritmo de busca das condições de contorno iniciais do TPBVP que resultem em soluções de menor incremento de velocidade.

A Figura 4.1 mostra o sistema de coordenadas centrado na Terra. Os elementos keplerianos da órbita final são conhecidos e seus valores são fixos ( $ek$ ), enquanto os elementos keplerianos da órbita inicial ( $ek_0$ ) também são conhecidos, mas os valores variarão em função da varredura realizada na busca da condição que leva à manobra de menor consumo de combustível.

Com os raios vetores definidos, sabendo a posição final, os parâmetros orbitais na órbita inicial são varridos e, conseqüentemente, o raio vetor da órbita inicial variará podendo assumir qualquer posição ( $ek_1$ ) dentro do plano orbital inicial. É possível perceber pela Figura 4.1 que os parâmetros orbitais  $i$  e  $\Omega$  são os mesmos para as órbitas inicial e final, já que, conforme a literatura, manobras de mudança orbital são mais custosas.

Figura 4.1 – Órbitas final e inicial e determinação da melhor posição em função da órbita inicial.



Fonte: Produção do autor.

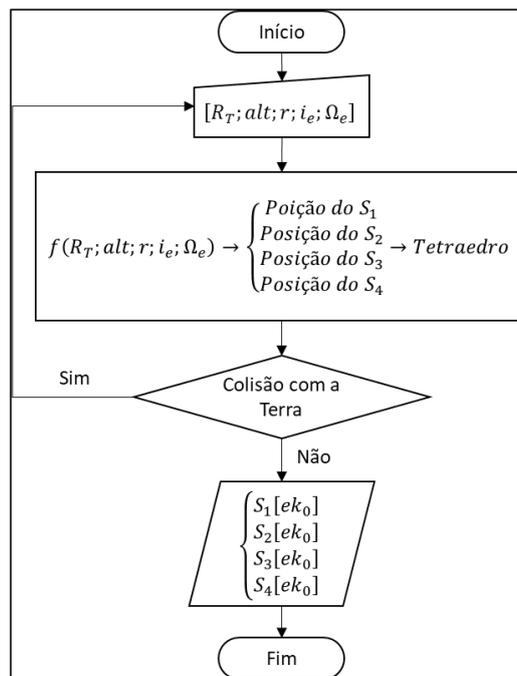
O algoritmo proposto leva a uma condição de mínimo local do incremento de velocidade, mas não é possível afirmar se este mínimo seja global porque para verificar esta questão seria necessário testar as infinitas possibilidades de combinações e permutações dos elementos keplerianos na obtenção da manobra de menor custo. O algoritmo consegue chegar a um resultado melhorado, do que apenas estabelecer condições iniciais e realizar o cálculo da manobra.

A primeira etapa do trabalho se dá com 1) a determinação do tetraedro inicial. Para isso é realizada a análise geométrica da posição de cada satélite e o

cálculo de seus parâmetros iniciais ( $ek_0$ ). Este cálculo é realizado no *Spacecraft Parameters Calculator* (SPC) desenvolvido por Mahler (2017) e tem seu esquema apresentado na Figura 4.2. Os dados calculados não consideram os efeitos das perturbações orbitais.

Com as posições definidas é preciso 2) verificar se, de fato, o tetraedro se formou. Neste caso os parâmetros orbitais iniciais são inseridos no *Spacecraft Trajectory Simulator* (STRS), desenvolvido por Rocco (2008) e Rocco (2009), software responsável por simular a propagação orbital dos elementos e a verificação da formação geométrica. No momento da simulação são consideradas quatro perturbações orbitais: i) potencial gravitacional, ii) interferência gravitacional Sol-Lua, iii) arrasto atmosférico e iv) pressão de radiação solar. 3) As configurações tetraédricas são medidas com base em três sinalizadores (*flags*) que indicarão os instantes de ocorrência da configuração geométrica e avaliarão as medidas dos erros relativos das posições dos satélites. 4) As posições dos satélites são corrigidas a todo instante de forma que a geometria tetraédrica seja garantida. A estrutura do STRS é apresentada na Figura 4.3.

Figura 4.2 – Estrutura de desenvolvimento do *Spacecraft Parameters Calculator* (SPC).

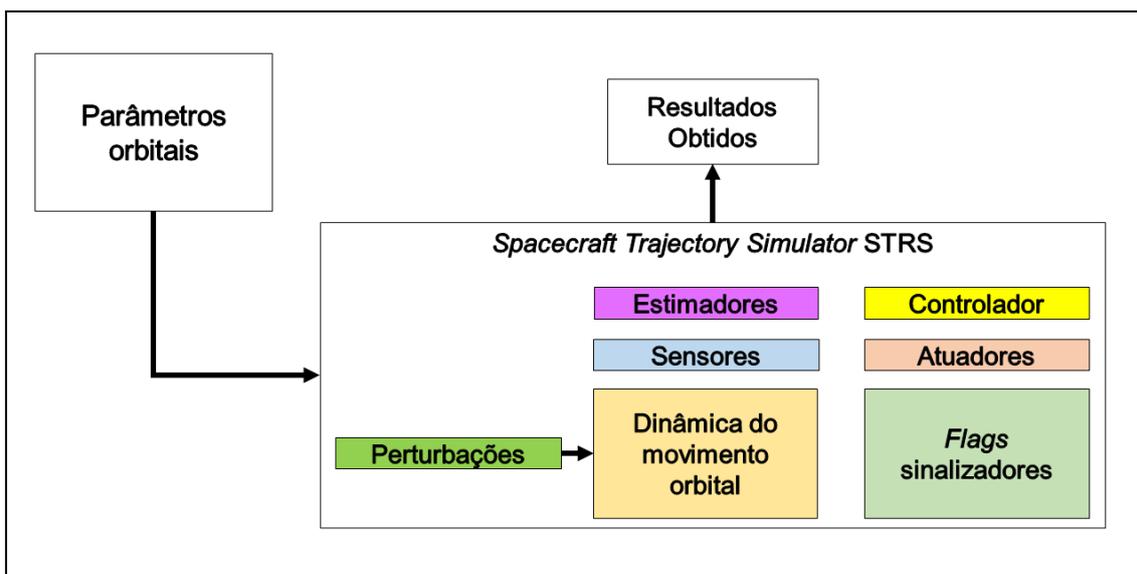


Fonte: Produção do autor.

O STRS possui um conjunto de blocos de subsistemas que serão responsáveis por atribuir maiores detalhes, se este for o caso, em um estudo. Por exemplo, se é do interesse da análise considerar as não linearidades dos subsistemas de sensor e atuador, isto poderá ser inserido ao problema.

Com o tetraedro inicial determinado, 5) escolhe-se uma outra altitude orbital final para realocar a formação do tetraedro final. Com a altitude determinada 6) calcula-se a posição de cada satélite nesta nova condição do tetraedro final. 7) Reavalia-se a formação do tetraedro final por meio da simulação. Com as verificações realizadas, 8) algoritmo de determinação da manobra de menor custo que conecta as duas posições é utilizado para determinar os parâmetros orbitais da posição inicial.

Figura 4.3 – Ilustração dos subsistemas utilizados no STRS.



Fonte: Mahler (2017).

A abrangência deste trabalho é realizar toda a análise inicial 1) até 8) a manobra de menor custo de combustível.

## 4.2 Metodologia

A metodologia de implementação do algoritmo considera, a priori, o estabelecimento de cinco critérios fundamentais na busca dos elementos orbitais melhorados. Estes critérios, que serão apresentados a seguir, estabelecem as condições iniciais, a ordem e a estrutura de varredura. O

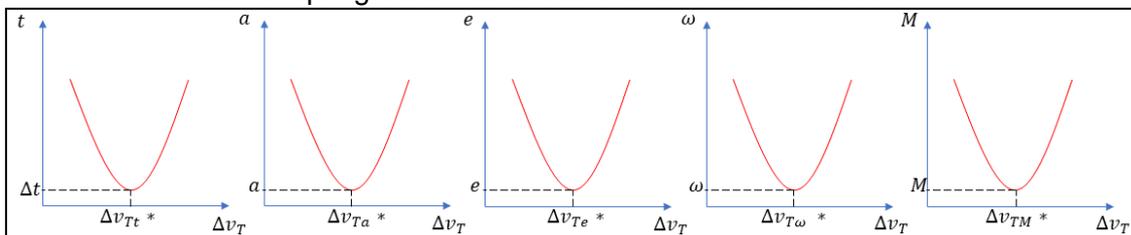
cálculo de cada elemento orbital e, conseqüentemente, do incremento de velocidade total é realizado por meio das variáveis  $f$  e  $g$ , em que  $f$  e  $g$  são os coeficientes de Lagrange. Como se trata de um problema de conexão entre dois pontos no espaço, a busca está em definir o ponto de partida inicial e, conseqüentemente, os melhores parâmetros orbitais que definirão a órbita de estacionamento, para chegar à condição da posição final onde o tetraedro regular será formado.

Os parâmetros orbitais que definem as posições dos satélites na órbita inicial, órbita de estacionamento, e na órbita final são dados; todavia, o vínculo da posição inicial é flexível, pois a formação se dá apenas na órbita final. Como a ideia é manobrar a constelação tetraédrica para outra posição, a posição final é calculada e a posição inicial é otimizada em torno de alguns parâmetros previamente definidos. Para obter a condição inicial que determina essa posição que leva para o menor valor de  $\Delta v_T$ , são efetuadas varreduras em torno dos parâmetros orbitais da órbita de estacionamento. Essas varreduras são realizadas no *Spacecraft Orbital Maneuver* (SOM) (ROCCO, 2010). O método em cascata visa varrer a variável  $z$  dentro da região de órbitas elípticas para encontrar as soluções do Problema de Lambert; além disso efetua-se outra varredura das condições de contorno realizada para encontrar a região de mínimo  $\Delta v_T$ . Quando a solução converge para uma região de mínimo, a cada refinamento do cálculo por meio da diminuição do passo de varredura, a nova partida se dará de um valor mais próximo da região de mínimo; com isso, o intervalo de busca diminui a cada varredura, o que proporciona um resultado cada vez mais refinado e preciso.

Cinco variáveis são varridas: o tempo ( $t$ ), o semieixo maior ( $a$ ), a excentricidade ( $e$ ), o argumento do perigeu ( $\omega$ ) e a anomalia média ( $M$ ), a ordem com que são varridas não importa, a princípio. O principal intuito de realizar as varreduras é encontrar os elementos keplerianos que levarão à manobra de menor consumo de combustível, menor  $\Delta v_T$  relativo à cada variável varrida, como mostra a Figura 4.4. Os resultados de  $\Delta v_T$  obtidos são utilizados como base de comparação com os resultados de  $\Delta v_T$  que são calculados por meio das sucessivas varreduras considerando o algoritmo que

leva à manobra de menor consumo de combustível; e, para este caso, a ordem de varredura dos elementos importa.

Figura 4.4 – Representação gráfica das varreduras durante a busca dos parâmetros orbitais que geram o menor incremento de velocidade.



Fonte: Produção do autor.

## 5 ALGORITMO DE BUSCA DE PARÂMETROS ORBITAIS

### 5.1 Estabelecimento dos critérios e descrição do algoritmo

A estrutura do algoritmo se fundamenta sobre cinco critérios.

Primeiro critério: manobras de mudança de plano orbital são mais custosas do ponto de vista de consumo de combustível. Sendo assim, não é do interesse deste trabalho avaliar uma região de mínimo  $\Delta v_T$  para uma órbita de partida não coplanar à órbita final, já que a condição ideal, para o caso da inclinação e da ascensão reta do nodo ascendente, se encontra no próprio plano orbital da orbital final. As inclinações e ascensões retas do nodo ascendente serão as mesmas, respectivas para cada satélite em seu plano orbital, ou seja, invariantes.

Segundo critério: o algoritmo não foi desenvolvido para realizar as análises de forma automática de todos os elementos a serem varridos, ou seja, a estrutura do todo foi reduzida para as partes, e as partes puderam avaliar a determinação do menor  $\Delta v_T$  de forma individual. A busca do menor  $\Delta v_T$  será implementada para cada parâmetro individualmente e seus valores ótimos servirão como dado de alimentação durante a combinação dos demais elementos ótimos.

Terceiro critério: existe um vínculo de tempo que interfere diretamente na formação tetraédrica. Para que o tetraedro se forme, todos os satélites terão de estar em suas respectivas posições para que a formação aconteça. Sendo assim, basta conhecer a posição e o instante inicial de um dos satélites que o tempo final, onde se dá a formação, será conhecido para todos. Com isso, o tempo de manobra é o tempo de ocorrência da formação.

Quarto critério: os parâmetros orbitais de análise são o semieixo maior  $a$ , a excentricidade  $e$ , o argumento do perigeu  $\omega$  e a anomalia média  $M$ . Serão atribuídas condições iniciais de entrada para cada parâmetro orbital, escolhidos de forma arbitrária; e, para cada escolha de cada parâmetro, será produzida uma saída com um  $\Delta v_T$  ótimo relativo ao parâmetro e o valor ótimo do parâmetro. As combinações entre os parâmetros ótimos serão realizadas com

o intuito de obter um  $\Delta v_T$  ótimo absoluto para aquele caso. Sabe-se que quanto mais próxima a posição inicial da final menor será o  $\Delta v_T$ . Apesar do semieixo maior constar como sendo um dos parâmetros de análise e, de certa forma ele o é, porque é preciso definir este parâmetro em função da posição final, para a execução da tese, ele possuirá um valor fixado que foi determinado a partir das avaliações que consideram  $a_0 = a - \Delta d$ , onde  $a_0$  é a posição inicial desejada,  $a$  é a posição final e  $\Delta d$  é um incremento de distância. O valor obtido como  $a_0$  será considerado como sendo ótimo.

Com base no que se conhece da literatura a respeito da manobra de Hohmann, admite-se como requisito fundamental de partida a varredura para determinar o  $\omega^*$ , em que  $\omega^*$  representa o argumento do perigeu ótimo, estipulando assim o quinto critério fundamental para iniciar a busca dos parâmetros orbitais que levam para o  $\Delta v_T^*$ , em que  $\Delta v_T^*$  representa o incremento de velocidade ótimo.

Quinto critério: a busca se inicia pelo argumento do perigeu já que este determina se as órbitas serão ou não coaxiais. Entretanto, a anomalia média e o argumento do perigeu possuem um vínculo físico que, dependendo de seus valores na posição inicial sabendo que a posição final é fixa, precisam ser ajustados para que, de fato, o ângulo de transferência seja igual à  $180^\circ$ . Sendo assim, os dois parâmetros orbitais foram ajustados de forma para que a manobra de transferência entre as órbitas seja de  $180^\circ$ . Espera-se que esta condição leve a um  $\Delta v_T$  com o melhor resultado. Caso haja uma condição em que o ângulo de transferência seja diferente de  $180^\circ$ , então deve haver ainda uma sequência de varreduras dos elementos orbitais propostos que melhora ainda mais o valor do  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu e que não possui ângulo de transferência igual a  $180$ . Como hipótese, admite-se que a sequência de parâmetros orbitais que levam para o menor incremento de velocidade obedece a seguinte ordem:  $[a \rightarrow \omega \rightarrow M \rightarrow e]$ .

Os parâmetros que definem a posição inicial de um dos satélites são:

$$[a_0; e_0; i_0; \omega_0; \Omega_0; M_0]$$

Porém, com base no quinto critério, a busca inicial é para definir o argumento do perigeu. Sendo assim:

$$\left. \begin{array}{l} [a_0; e_0; i_0; \text{xxxx}; \Omega_0; M_0] \\ [a; e; i; \omega; \Omega; M] \end{array} \right\} \text{varr}[\omega_0] \rightarrow \omega *$$

Como a varredura depende do tempo de manobra são gerados alguns resultados de  $\omega$ . O conjunto que contém os melhores incrementos de velocidade gerados pela varredura em função do tempo é definido por  $\mathcal{A}' = \{\Delta v_{T\omega 1}; \Delta v_{T\omega 2}; \dots; \Delta v_{T\omega *}; \dots; \Delta v_{T\omega n}\}$  e o conjunto que contém os elementos keplerianos da órbita inicial atualizados é dado por  $\mathcal{A} = \{a_0; e_0; i_0; \omega *; \Omega_0; M_0\}$

Em seguida, o melhor resultado, que por sua vez é definido pelo menor incremento de velocidade gerado, será usado como parâmetro para efetuar a próxima varredura que será a anomalia média  $M$ .

$$\left. \begin{array}{l} [a_0; e_0; i_0; \omega *; \Omega_0; \text{xxxx}] \\ [a; e; i; \omega; \Omega; M] \end{array} \right\} \text{varr}[M_0] \rightarrow M *$$

Outro conjunto é gerado com base nos melhores incrementos de velocidade  $\mathcal{B}' = \{\Delta v_{TM 1}; \Delta v_{TM 2}; \dots; \Delta v_{TM *}; \dots; \Delta v_{TM n}\}$ . Entretanto, antes de atualizar o conjunto que contém todos os parâmetros orbitais atualizados é preciso verificar se foi gerado um incremento de velocidade satisfatório que respeite a seguinte relação  $\Delta v_{TM *} < \Delta v_{T\omega *}$ . Se a relação foi respeitada, o conjunto que contém os elementos keplerianos da órbita inicial são atualizados e agora representados por  $\mathcal{B} = \{a_0; e_0; i_0; \omega *; \Omega_0; M *\}$ .

A próxima varredura é em torno da excentricidade.

$$\left. \begin{array}{l} [a_0; \text{xxxx}; i_0; \omega *; \Omega_0; M *] \\ [a; e; i; \omega; \Omega; M] \end{array} \right\} \text{varr}[e_0] \rightarrow e *$$

O último conjunto gerado é dado por  $\mathcal{C}' = \{\Delta v_{Te 1}; \Delta v_{Te 2}; \dots; \Delta v_{Te *}; \dots; \Delta v_{Te n}\}$ . Realizando novamente a relação  $\Delta v_{T\omega *} > \Delta v_{TM *} > \Delta v_{Te *}$ . Se a relação foi respeitada, quer dizer que foi encontrada uma excentricidade ótima que caminhou a solução para um  $\Delta v_{Te *}$ , além do que é possível afirmar que para as dadas condições  $\Delta v_{Te *} = \Delta v_T *$ . Desta forma, o conjunto que representa os melhores parâmetros orbitais da órbita inicial será  $\mathcal{C} = \{\mathcal{A} \cap \mathcal{B}; e *\}$ , ou seja, os

parâmetros orbitais que definem a posição inicial são dados por  $C = [a_0; e^*; i_0; \omega^*; \Omega_0; M^*]$ .

Caso o algoritmo falhe, ele deverá recalcular as manobras iniciando por algum outro parâmetro orbital que leve ao resultado de menor consumo de combustível.

Como contraprova admite-se o seguinte:

Se houver algum  $\Delta v_T < \Delta v_{Te}^*$ , então o algoritmo não funciona. Se houver uma alteração de altitude na órbita final e inicial, for aplicado o algoritmo e novamente a relação  $\Delta v_T < \Delta v_{Te}^*$  for obtida, então o algoritmo será invalidado.

## 5.2 Cálculo do vínculo de tempo entre os satélites

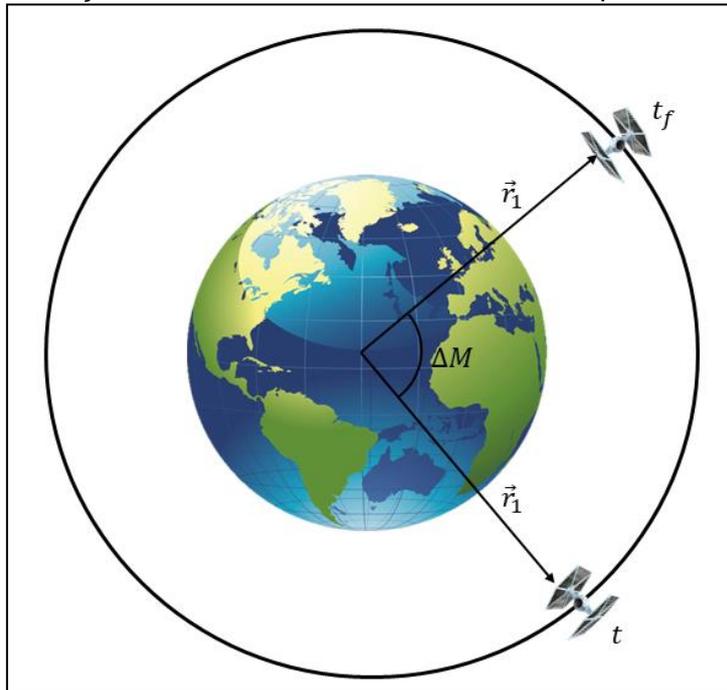
Para o cálculo do tempo de formação foi determinado que o tetraedro ocorre no apogeu e perigeu da órbita de  $S_4$ . Sendo assim, o vínculo temporal entre os satélites é calculado a partir da posição de  $S_4$  em seu plano orbital. Sabendo que o período orbital,  $T$ , é dado por:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (5.1)$$

Em que  $a$  é o semieixo maior da órbita e  $\mu$  é o parâmetro gravitacional.

Por se tratar de um problema de movimento relativo, as posições e os tempos dos satélites deverão ser muito bem conhecidos, já que a dependência da configuração é função destas duas variáveis. Em outras palavras, conhecendo os instantes inicial e final de apenas um dos satélites, também serão conhecidas suas posições inicial e final; e qualquer outra posição orbital de qualquer outro satélite também poderá ser conhecida. Tomando como referência o satélite  $S_1$ , suas posições inicial e final e os tempos inicial e final são conhecidos (Figura 5.2). sua posição inicial e final e o tempo inicial e final são conhecidos (Figura 5.1).

Figura 5.1 – Posições inicial e final e os instantes de tempo final e inicial de  $S_4$ .



Fonte: Produção do autor.

Se  $\Delta M$  é a variação do movimento médio,  $t$  é o instante inicial e  $t_f$  é o instante quando o tetraedro regular se forma.

$$\Delta M = n\Delta t \quad (5.2)$$

Em que  $n$  é o movimento médio de  $S_1$  e é dado por:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{r_1^3}} \quad (5.3)$$

A velocidade tangencial de uma orbital circular é dada por:

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (5.4)$$

Em que  $\mu$  é o parâmetro orbital e  $r_1$  é o raio da órbita circular dado pela posição de  $S_1$  na órbita.

Rearranjando a Equação 5.3 e substituindo 5,4, temos:

$$n = \frac{1}{r_1} v_c \quad (5.5)$$

Substituindo a Equação 5.5 em 5.2, temos:

$$\Delta M = \frac{v_c}{r_1} (t_f - t) \quad (5.6)$$

Se o instante inicial para  $S_1$  ocorre em  $t = t_0 = 0$  s, logo o tempo necessário de manobra para que  $S_4$  encontre a conjunção dos demais satélites é dada por:

$$t_f = \frac{\Delta M r_1}{v_c} \quad (5.7)$$

Para avaliar os instantes em que os tetraedros regulares se formam são utilizados três sinalizadores, (*flags*).

Primeiro *flag*: O valor da diferença entre cada uma das arestas do tetraedro é calculado como:

$$\begin{aligned} ||S_2 - S_1| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \\ ||S_3 - S_1| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \\ ||S_4 - S_1| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \\ ||S_3 - S_2| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \rightarrow 1 \\ ||S_4 - S_2| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \\ ||S_4 - S_3| - 10000| &\leq 100 \text{ m} \end{aligned} \quad (5.8)$$

Segundo *flag*: Quando o volume nominal,  $V_n = 117,85 \text{ km}^3$ , do tetraedro regular é atingido, o segundo *flag* sinaliza que um sólido com o volume relativo às dimensões estabelecidas se formou e pode ser visto matematicamente por:

$$|V_c - V_n| \leq 0,1 \text{ km}^3 \rightarrow 1 \quad (5.9)$$

Terceiro *flag*: apresenta o posicionamento relativo entre os corpos durante a propagação do movimento orbital e quando as distâncias relativas entre os satélites atingem o valor máximo de aproximação relativa. O procedimento matemático é estabelecido por:

$$\begin{aligned}
\|S_4 - S_1\| - \|S_2 - S_1\| &\leq 100 m \\
\|S_2 - S_1\| - \|S_3 - S_1\| &\leq 100 m \\
\|S_4 - S_1\| - \|S_3 - S_1\| &\leq 100 m \\
&\vdots \\
&\vdots \\
\|S_2 - S_1\| - \|S_3 - S_4\| &\leq 100 m
\end{aligned} \rightarrow 1 \tag{5.10}$$

A metodologia do trabalho deverá atender os passos seguintes:

- Calcular a posição relativa de cada satélite na formação tetraédrica;
- Simular a formação considerando quatro períodos orbitais, onde os dois primeiros estarão sob a ação de um sistema de atuação responsável por mitigar os efeitos das perturbações orbitais e os dois seguintes sem atuação, mostrando que as trajetórias se degradam e a formação se deteriora;

Verificada a formação, estabelecer os critérios do algoritmo e implementá-lo na órbita de um dos satélites, o satélite  $S_4$ .

### 5.3 Posicionamento do tetraedro em órbita

Os parâmetros orbitais foram calculados e a simulação da formação foi feita cf. a Tabela 5.1, em um ambiente com perturbações, considerando quatro períodos orbitais (24220 s): dois dos quais o atuador age mitigando os efeitos das perturbações; e os dois seguintes, com o sistema de atuação desligado, mostrando que a trajetória, em meio ao ambiente real, terá sua estrutura destruída com a degeneração das trajetórias dos satélites como são apresentados a seguir.

Tabela 5.1 – Parâmetros de entrada da simulação.

Dados da simulação – Simulação I				
	Satélite 1	Satélite 2	Satélite 3	Satélite 4
$h$ (m)	2000000	2000000	2000000	2000000
$r$ (m)	10000	10000	10000	10000
$a$ (m)	8378100	8378100	8378100	$\approx$ 8378100
$e$	0	0	0	0,000974402263052232
$i$ (°)	0	0	0,0592253690788301	0,0197417896929434
$\Omega$ (°)	0	0	0	0
$\omega$ (°)	0	0	0	270
$M$ (°)	0	0,0683875615147604	0,0341937807573802	90,0341937807574

Tempo de simulação = 24220 s (quatro períodos orbitais)  
Volume do tetraedro = 117,85 km<sup>3</sup>  
Erro máximo permitido com relação a aresta nominal (10000 m) = 100 m  
Erro máximo permitido com relação as diferenças entre as posições = 100 m  
Erro máximo permitido com relação ao volume nominal = 0,1 km<sup>3</sup>

As Figuras 5.2 e 5.3 mostram os instantes em que os tetraedros se formam. Neste momento os atuadores estão agindo de forma a manter a posição dos satélites diante das perturbações em questão. A atuação dura por dois períodos orbitais; e, logo após, os atuadores deixam de atuar, mostrando que o tetraedro deixa de ocorrer. Esta *flag* 3 considera o módulo da diferença das posições pela diferença das arestas do tetraedro. Quando todas as condições são satisfeitas dentro da tolerância determinada, a *flag* 3 sinaliza um, ou seja, o tetraedro se formou (Equação 5.10).

A Figura 5.4 também apresenta os dois períodos orbitais iniciais, em que o tetraedro se forma graças a ação dos atuadores; e os dois períodos orbitais seguintes, em que os atuadores são desligados e a geometria tetraédrica regular se degrada. Este *flag* 1 é baseado na diferença das arestas do tetraedro, quando todas as conjunções acontecem dentro da tolerância determinada, o *flag* sinaliza um, ou seja, o tetraedro regular se formou (Equação 5.10).

A Figura 5.5 apresenta a *flag* 2 baseado no volume do tetraedro; entretanto, este *flag* não é tão confiável porque ele continuou a sinalizar a formação do tetraedro mesmo após os atuadores terem sido desligados. Isso ocorre porque a equação que calcula o volume do tetraedro é uma equação paramétrica. Como o volume é função da altura, que por sua vez é função das arestas, isso

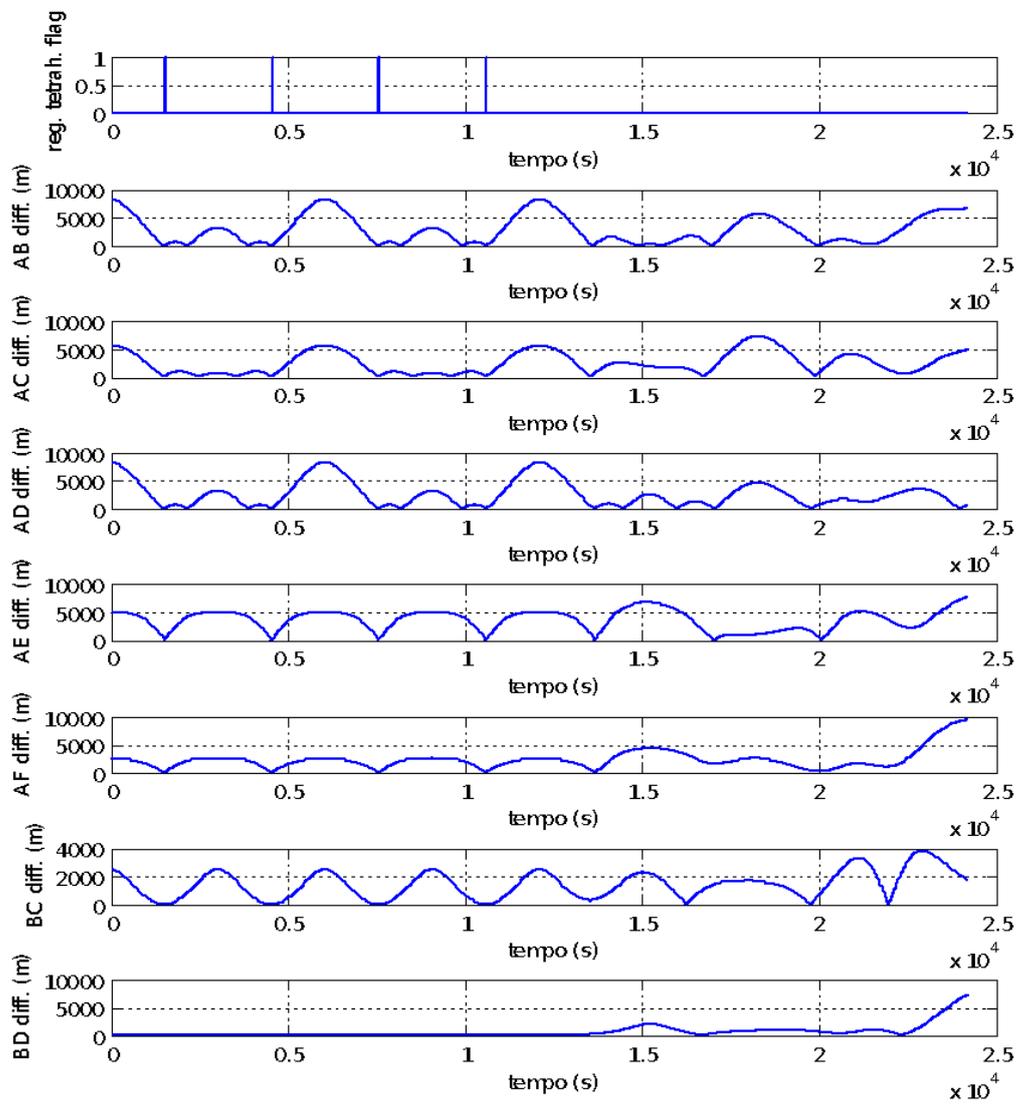
mostra que existe uma situação em que as arestas se posicionam de tal forma que o tetraedro não é regular, mas o seu volume continua sendo igual ao do tetraedro regular.

Como a modelagem da geometria tetraédrica considera que os satélites  $S_1$  e  $S_2$  são coplanares, a Figura 5.6 apresenta a degradação de suas posições relativas devido à ação das perturbações, após o desligamento dos atuadores.

As perturbações agem sobre os satélites degradando suas posições, enquanto os atuadores mitigam os efeitos das perturbações permitindo que os satélites continuem a se agrupar segundo a formação geométrica proposta. A Figura 5.8 apresenta os incrementos de velocidade aplicados sobre os eixos  $(x; y; z)$  dos satélites  $S_1$  e  $S_2$ , enquanto DV é o valor absoluto do incremento de velocidade.

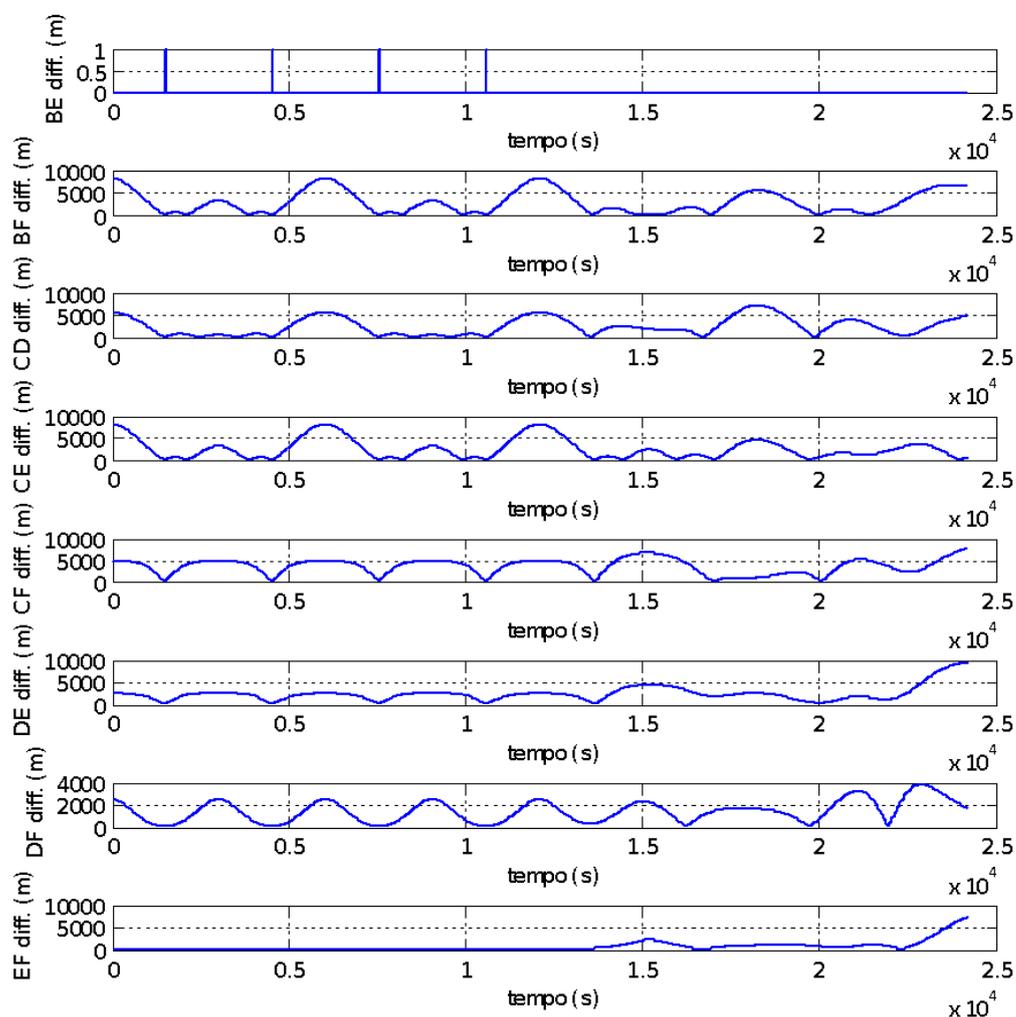
A Figura 5.9 apresenta a magnitude das perturbações orbitais atuantes na trajetória dos satélites  $S_1$  e  $S_2$ ; e como suas velocidades sofrem variações em suas coordenadas  $(x; y; z)$  devido a ação das perturbações e DV é o valor absoluto das perturbações.

Figura 5.2 – Diferenças modulares dos vetores que definem todas as arestas do tetraedro.



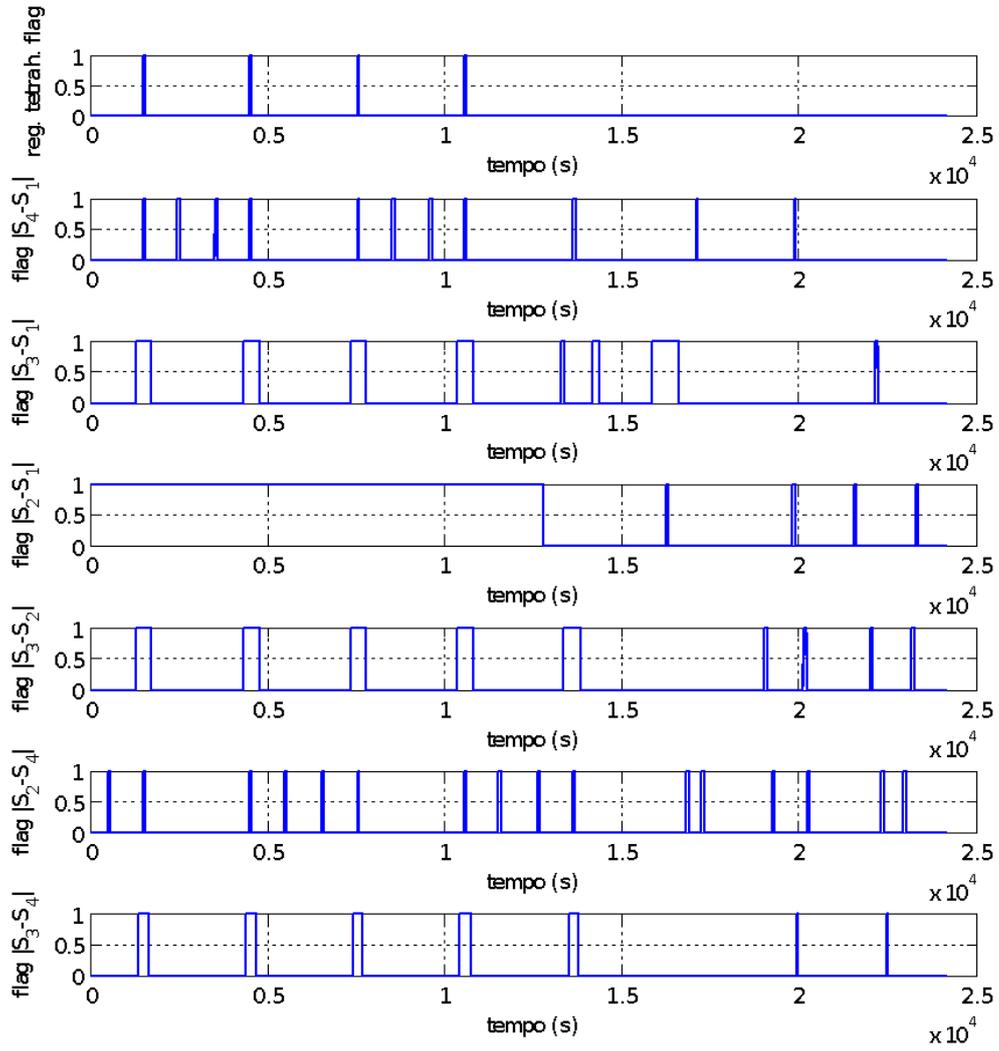
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.3 – Diferenças modulares dos vetores que definem todas as arestas do tetraedro.



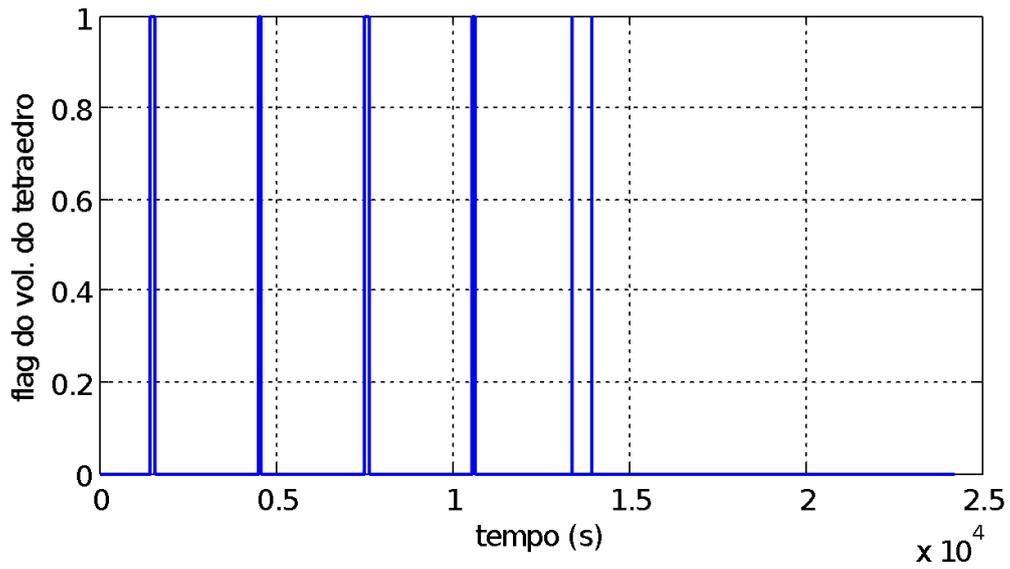
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.4 – Flags sinalizadores da formação tetraédrica de satélites.



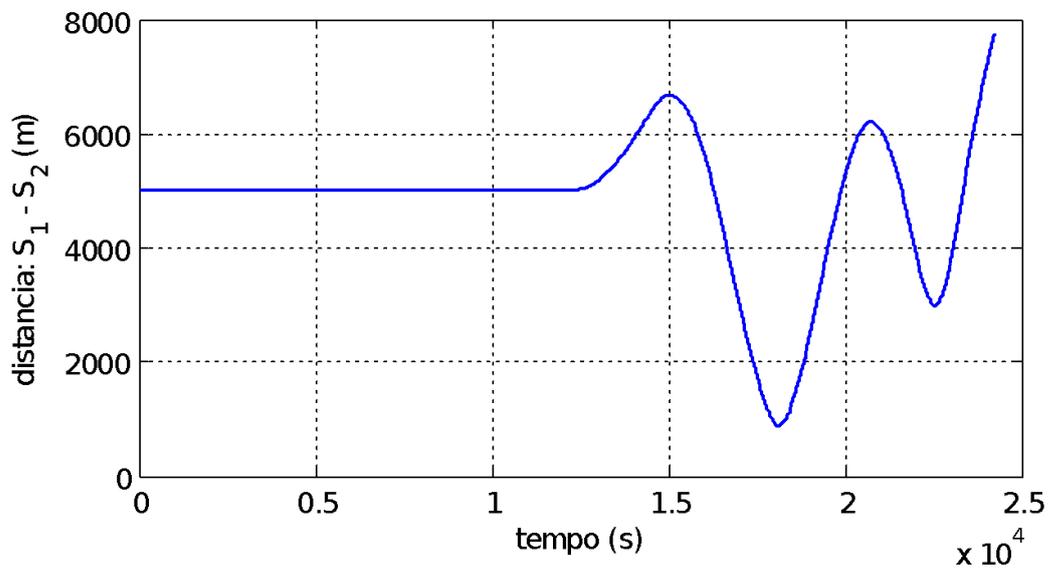
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.5 – Flag de detecção do volume da formação tetraédrica.



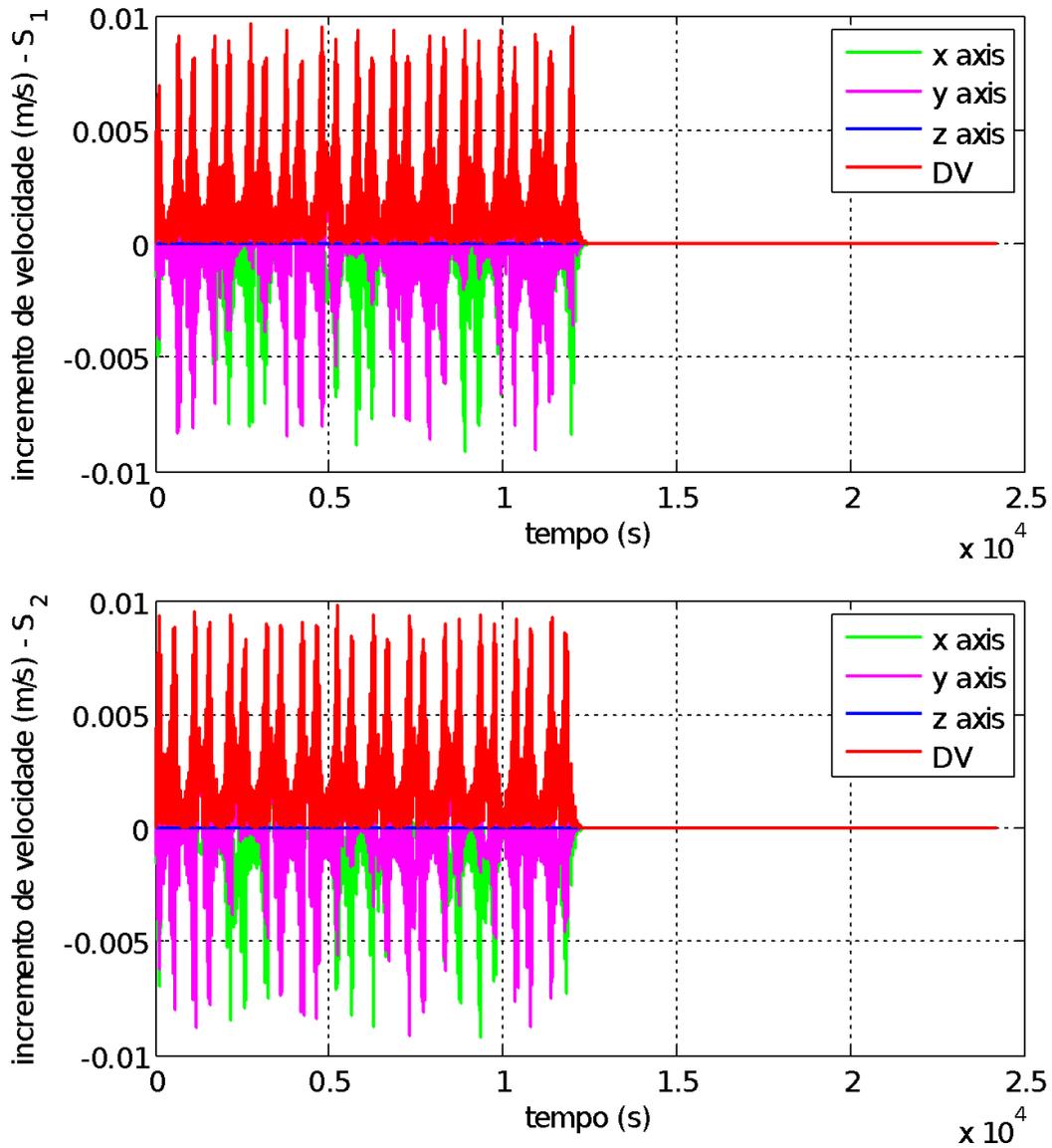
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.6 – Posicionamento relativo entre os satélites S1 e S2.



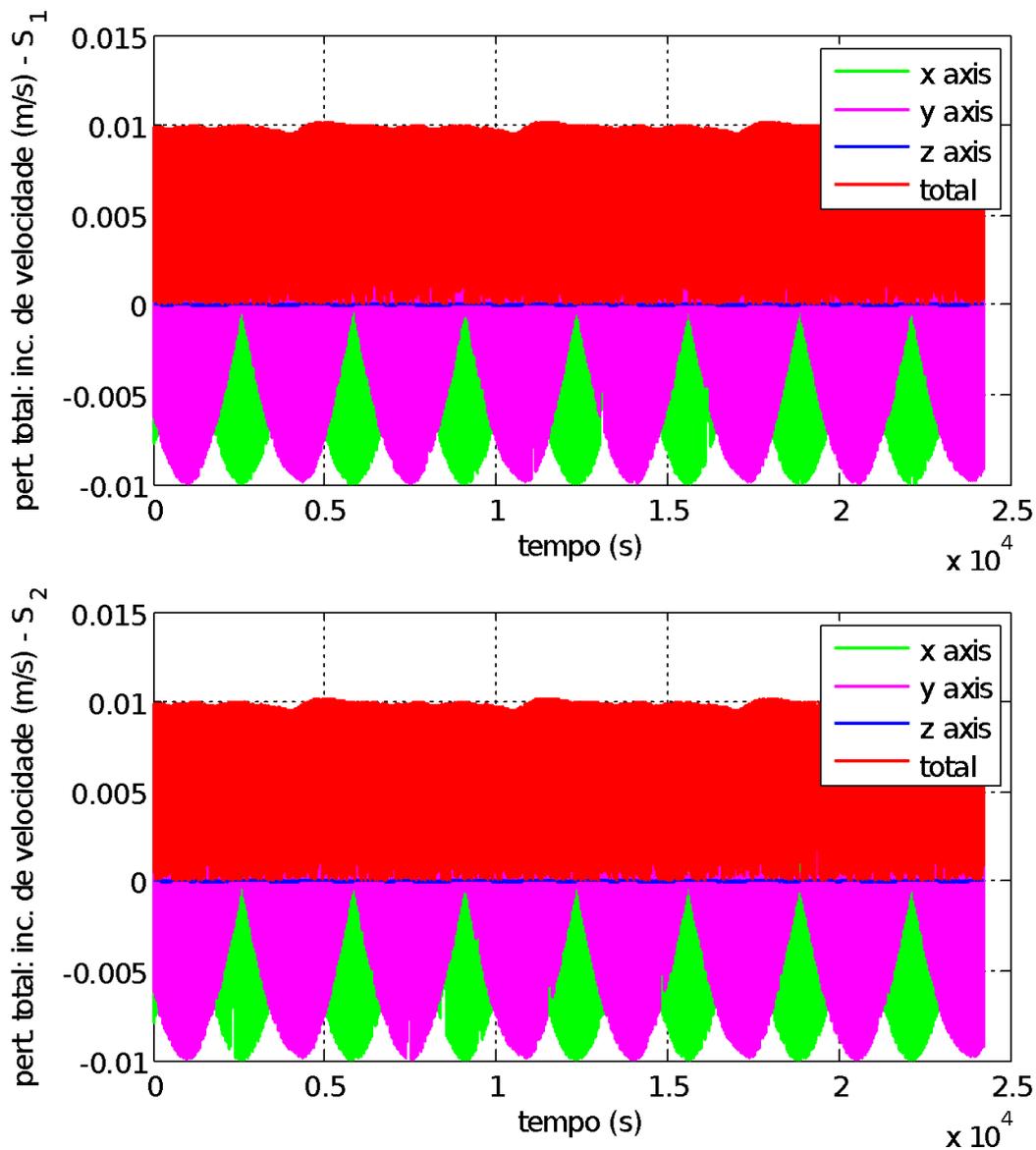
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.7 – Incrementos de velocidade ( $\Delta V$ ) aplicados pelos propulsores para os satélites S1 e S2.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.8 – Incremento de velocidade total devido as perturbações orbitais aplicadas nos satélites S1 e S2.



Fonte: Produção do autor.

## 6 SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Os valores de incrementos de velocidade mínimos relativos a cada busca são os dados obtidos inicialmente, dentro de seus parâmetros de busca, para comparar com o valor obtido pelo algoritmo proposto. Se o  $\Delta v_T$  \* possuir o menor valor, então o algoritmo atende à premissa proposta.

O primeiro resultado ótimo de velocidade,  $\Delta v_T$ , é obtido efetuando a varredura do tempo, ou seja, o tempo que levará ao menor incremento de velocidade, com ângulo de transferência igual a  $180^\circ$  e semieixo maior igual a  $a_f - 5km$ .

A manobra que gera o menor  $\Delta v_T$  com variação do tempo e ângulo de transferência igual a  $180^\circ$  é apresentado na Tabela 6.1.

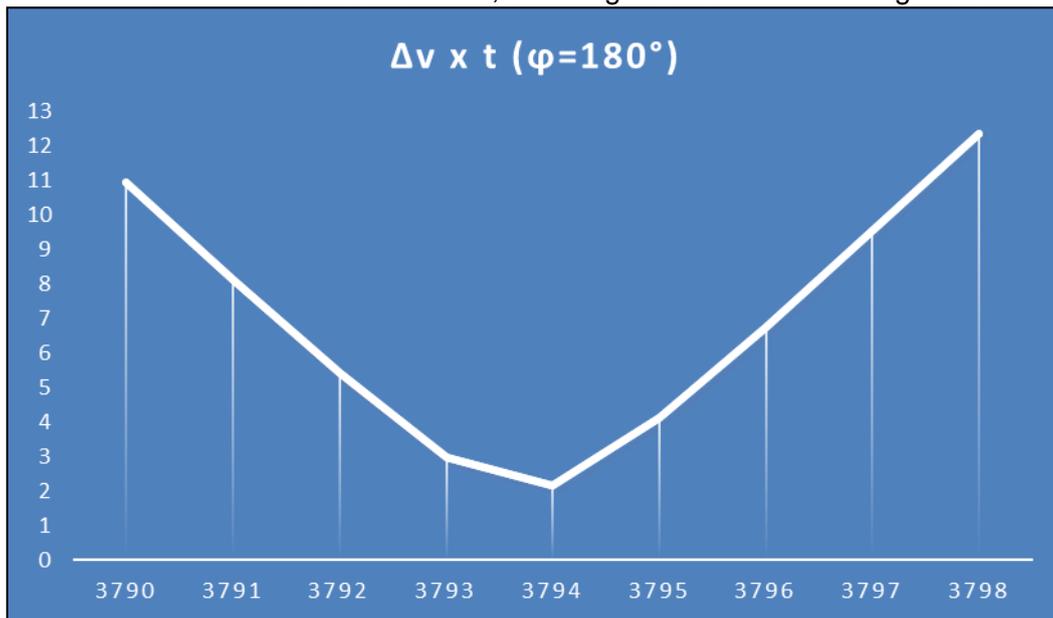
Tabela 6.1 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , com ângulo de transferência igual à  $180^\circ$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,00097440226305 2232	0,0197417896929 434	0	270	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,00097440226305 2232	0,0197417896929 434	0	270	90,0341937807 574
$t_1$ (s)		3794	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,09542967218862	3790		1
$\Delta v_2$ (m/s)		1,08796782447754	3798		
$\Delta v_T$ (m/s)		2,18339749666616	t		
$\varphi$ (°)		179,257495454388			
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8375596,333175 87	0,00097164827868590 8	0,019741789695279 7	0	252,0805399851	288,91318925215 2
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8375596,333175 85	0,00097164827743831 7	0,019741789676818 1	0	252,0805402098 07	107,95943386032 9
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,637312097004 683	460	0,2570706673517	0,380241429652 983	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	5000	5	0,231902025742 12	0,342992570106 433	

A Figura 6.1 ilustra a varredura inicial em função da busca do tempo de manobra que leva ao menor incremento de velocidade. Como é possível observar, dados dois instantes de tempo, inicial e final, com parâmetros orbitais de partida e chegada, o algoritmo de varredura possibilita chegar à manobra de

menor consumo de combustível. Como não há relaxamento nas condições iniciais, ou seja, são dados dois pontos e a variável de busca é o tempo, existe um único instante de tempo que conecta os dois raios vetores no espaço. Sendo assim, é possível afirmar que o mínimo global está apresentado na Figura 6.1 e, conseqüentemente, é a manobra que produz o menor consumo de combustível.

Figura 6.1 – Curva que representa o instante de tempo ótimo que leva ao menor incremento de velocidade, com ângulo de transferência igual à  $180^\circ$ .



Fonte: Produção do autor.

Se houver um relaxamento na posição inicial haverá um outro instante de tempo que conecta os dois raios vetores no espaço. Variando a anomalia média da posição inicial ( $M = 10^\circ$ ) se chega à outro incremento de velocidade ótimo. O valor de anomalia média foi ajustado de modo que o ângulo de transferência entre as posições inicial e final fosse igual a  $80^\circ$ , como mostra a Tabela 6.2. Este valor foi escolhido arbitrariamente.

A Figura 6.2 mostra os novos instantes de tempo de varredura, inicial e final, e o instante de tempo ótimo que produz a manobra com menor consumo de combustível. Como é possível observar na Figura 6.2, se chegou à um valor de mínimo global, para as novas condições de manobra e na Tabela 6.2 é possível ver o valor do instante de tempo e do  $\Delta v_T$  \*. Como se observa, houve

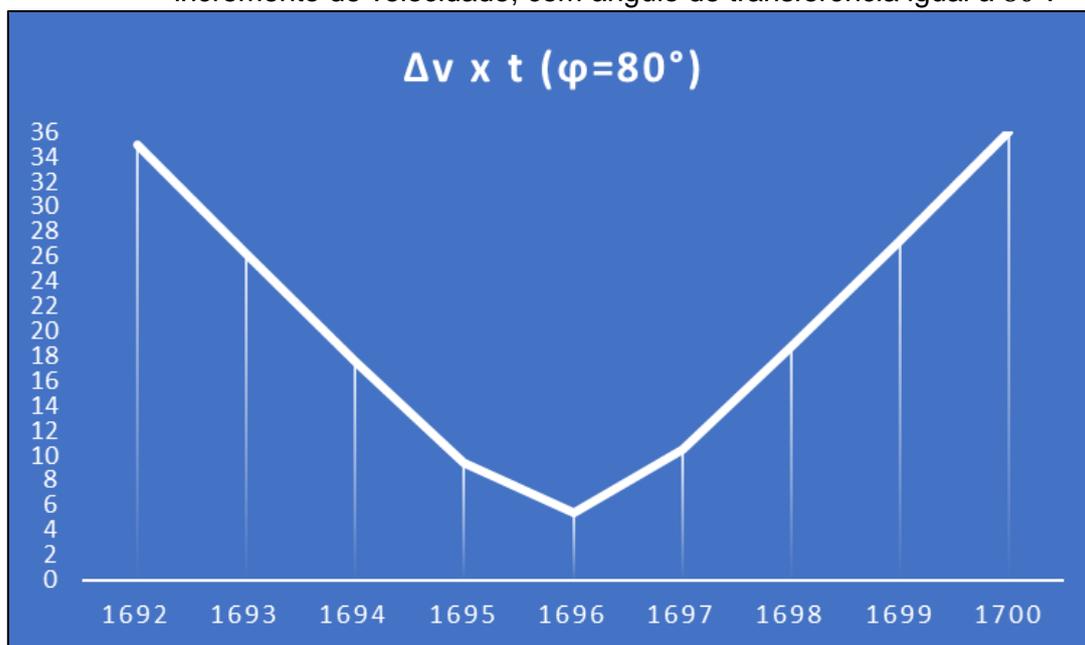
um aumento no incremento de velocidade relativo à manobra anterior, entretanto, por se tratar de uma nova condição inicial, ela é ótima do ponto de vista do tempo porque não há outra solução em torno da variável tempo para essas condições definidas. Ou melhor, a Figura 6.1 apresenta a solução ótima para aquela condição inicial e a Figura 6.2 apresenta a solução ótima para aquela condição inicial.

Tabela 6.2 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , com ângulo de transferência igual à  $80^\circ$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,000974402263052 232	0,0197417896929 434	0	270	10
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,000974402263052 232	0,0197417896929 434	0	270	90,0341937807 574
$t_1$ (s)		1696	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		2,85000218826959	1694		1
$\Delta v_2$ (m/s)		2,48812717947505	1698		
$\Delta v_T$ (m/s)		5,33812936774464	t		
$\varphi$ (°)		80,1264393437717			
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8375224,65978 677	0,00133692458923964	0,019741789676818 1	0	255,1239850572 49	24,830994383416 9
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8375224,65978 677	0,00133692458923935	0,019741789676818 1	0	255,1239850572 47	104,87386344777 9
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
1,18369641853 899	460	0,6319817723333	0,551714646205 7	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	5000	5	0,570000437653 918	0,497625435895 011	

Com o intuito de levantar o maior número de resultados possíveis para cada caso de manobra, variando condições de busca, antes de aplicar o algoritmo, foram efetuadas 63 varreduras como estudo de caso. Entretanto, estes estudos serão disponibilizados como folha anexa para consulta. Na tese serão apresentados apenas os resultados de interesse para validação do algoritmo.

Figura 6.2 – Curva que representa o instante de tempo ótimo que leva ao menor incremento de velocidade, com ângulo de transferência igual à  $80^\circ$ .



Fonte: Produção do autor.

A próxima varredura foi em torno do semieixo maior da posição inicial. Apesar do valor do semieixo maior para a órbita inicial ser uma condição pré-estabelecida, já que seu valor pode variar conforme deseja a missão, e para este caso foi definido como estando próximo ao semieixo maior da órbita final, foi também efetuado uma busca em torno do valor de  $a$  que leva ao menor  $\Delta v_T$ . Como este caso difere do anterior exatamente por possuir um vínculo de tempo, a varredura não acontece em torno do tempo, mas em torno do semieixo maior. Como o tempo, neste caso, também é uma variável foram definidas métricas temporais para encontrar um resultado promissor. Porém, toda a varredura estará disponível no apêndice, estando na Tabela 6.3 apresentado apenas o resultado de interesse.

A Figura 6.3 apresenta o semieixo maior que leva à manobra de menor incremento de velocidade.

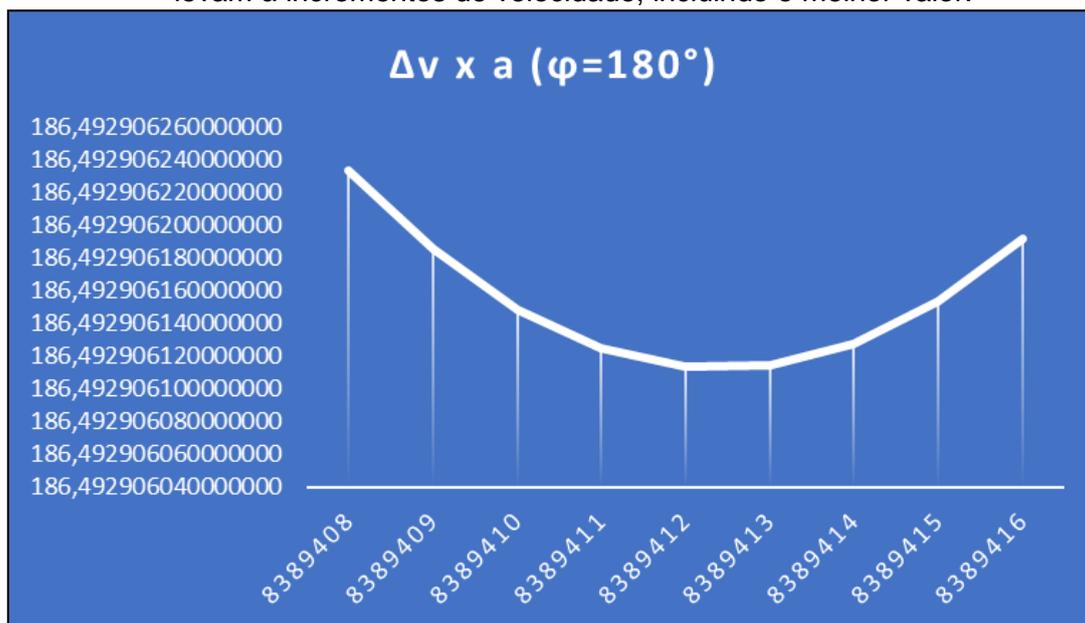
Tabela 6.3 – Varredura de busca do semieixo maior que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$a_1$ (m)	8389412		Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)	26,3790865584915				
$\Delta v_2$ (m/s)	160,11381955523		8378100+5000		1
$\Delta v_T$ (m/s)	186,492906113721		8378100+11330		
$\varphi$ (°)	179,257462628179		t		
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8383745,705951 1	0,0010615625795681	1,34939312897541	0,1437184404613 28	309,2206890952 17	231,6192624151 26
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8383745,705951 11	0,0010615625796801 6	1,34939312897541	0,1437184404613 28	309,2206891036 85	50,68724827498 52
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
41,99588380912 99	460	5,86478825066195	36,131095558467 9	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	527,58173116982 9	3202,276391104 59	

A Figura 6.3 apresenta o resultado do semieixo maior que leva ao menor incremento de velocidade para essas condições de varredura. É possível perceber que o valor de  $\Delta v_T$  encontrado está muito superior aos valores apresentados anteriormente. O pior dos casos, para a condição de varredura em torno do instante de tempo com relaxamento na anomalia média (Tabela 6.2 e Figura 6.2), ainda possui um valor melhor do que o valor apresentado na Tabela 5.3 e na Figura 6.3. Essa varredura foi efetuada apenas para ilustrar a dimensão do problema e as dificuldades em se encontrar as condições que levam a manobra com menor consumo de combustível.

O semieixo maior inicial foi calculado em função das diversas varreduras efetuadas inicialmente e verificou-se que a melhor condição de partida é a condição apresentada nas tabelas:  $a_0 = 8378100 - 5000$  (em metros).

Figura 6.3 – Curva que apresenta os valores encontrados de semieixo maior que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.



Fonte: Produção do autor.

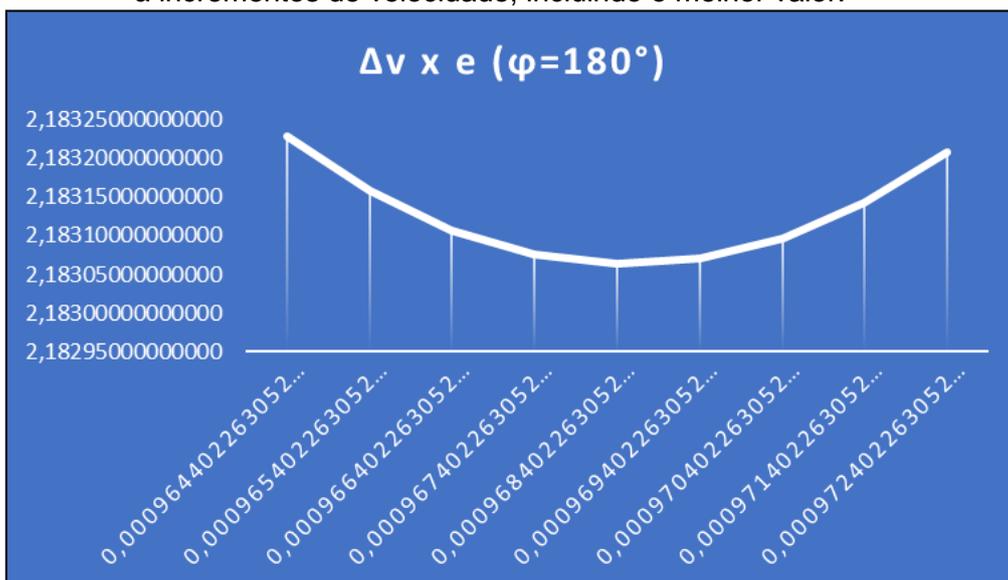
Para buscar o valor de excentricidade que leva ao menor incremento de velocidade foi utilizado o mesmo software para a varredura do tempo; entretanto; ao invés de efetuar uma busca automática foram escolhidos dois intervalos e as variações foram realizadas manualmente. Isto se deu porque o valor de excentricidade é baixo com muitas casas de precisão e para encontrar o valor de mínimo, com a precisão desejada, o passo de simulação teria de ser muito baixo e o limite físico de memória de simulação foi atingido, o que impossibilitava efetuar esta busca de forma automática. Então, efetuando subtrações no valor inicial, considerando o intervalo de busca, para um intervalo de tempo fixo, foi encontrado o valor de excentricidade que gera o menor  $\Delta v_T$ , como mostra a Tabela 6.4. Esta forma possibilita chegar ao valor porque o que determina a precisão do valor de excentricidade esperada é a subtração realizada no valor nominal e o refinamento manual, ou seja, ir variando manualmente o número o qual se deseja subtrair do valor nominal, e o tempo é fixo com passo de varredura igual a um segundo. Como o passo de varredura não é tão ínfimo a busca acaba se tornando possível.

A Figura 6.4 ilustra a varredura nos valores de excentricidade que produzem o melhor  $\Delta v_T$ .

Tabela 6.4 – Varredura de busca da excentricidade que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	xxxxxxxxxxxx	0,019741789692943 4	0	270	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,000974402263052 232	0,019741789692943 4	0	270	90,03419378075 74
$e_1$		0,000968402263052 232	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,08847725055275			1
$\Delta v_2$ (m/s)		1,09458560498968	0,000974402263052232-0,00001		
$\Delta v_T$ (m/s)		2,18306285554243	0,000974402263052232-0,00009		
$\varphi$ (°)		179,25680798191	t		3794
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_{10}$ (°)
8375596,562134 65	0,000968818615968 375	0,019741789695279 7	0	252,02798878957	288,9660877603 14
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M_2$ (°)
8375596,562134 64	0,000968818615446 996	0,019741789695279 7	0	252,02798888387	108,0123251568 48
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,483995079599 62	460	0,241320332733830	0,2426747468657 90	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	21,769545011055 000	21,891712099793 600	

Figura 6.4 – Curva que apresenta os valores encontrados de excentricidade que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.



Fonte: Produção do autor.

A proposta da tese, encontrar uma sequência de varredura dos elementos orbitais propostos que gera o menor  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu e que não possui ângulo de transferência igual a  $180^\circ$ , inicia a partir deste momento. Até aqui, todas as manobras apresentadas com mínimo  $\Delta v_T$  possuem  $\varphi = 180^\circ$ . Sendo assim, para este caso é adotado o critério de busca do argumento do perigeu que gera o menor  $\Delta v_T$ , com  $\varphi \neq 180^\circ$ . Este critério avalia uma condição a qual as órbitas não são coaxiais. São admitidos sete intervalos iniciais de tempo. Para cada varredura em busca do  $\omega$  será adotado um destes sete tempos.

- $t_1 = 1800s$
- $t_2 = 2300s$
- $t_3 = 2800s$
- $t_4 = 3300s$
- $t_5 = 3800s$
- $t_6 = 4300s$
- $t_7 = 4800s$

Ao iniciar as buscas em ordem crescente, se percebeu que o primeiro intervalo de tempo não gerou resultados promissores, então foi decidido fazer uma busca dentro do intervalo de  $1650s \leq \Delta t \leq 1850s$  para aumentar a região de busca. Essa busca foi feita manualmente e, então se chegou ao argumento do perigeu que produz um menor  $\Delta v_T$  no intervalo de  $1700s$ . Outro fator relevante é a escolha do passo como pode ser observado na Tabela 6.5.

Tabela 6.5 – Tabela que mostra a influência da variação do tamanho do passo de varredura das condições de contorno no resultado do menor  $\Delta v_T$ .

passo = 1	9,05923195684614
passo = 0.005	7,567894849311

O refinamento do resultado em função do passo se mostrou completamente relevante, pois a diferença de valores é significativa no resultado.

Esta constatação ocorreu na primeira busca e para saber, dentre os tempos pré-determinados e dentro das condições de observação da primeira busca, foram efetuadas as demais buscas e foram gerados outros  $\omega$ , que, por sua vez, geraram outros valores  $\Delta v_T$ , sendo mostrado aqui em tabela apenas o melhor dos casos (Tabela 6.6), entretanto a Figura 6.6 apresenta os demais valores encontrados durante a varredura em torno de  $t = 3500s$  Os demais serão disponibilizados em folhas no apêndice, junto ao trabalho.

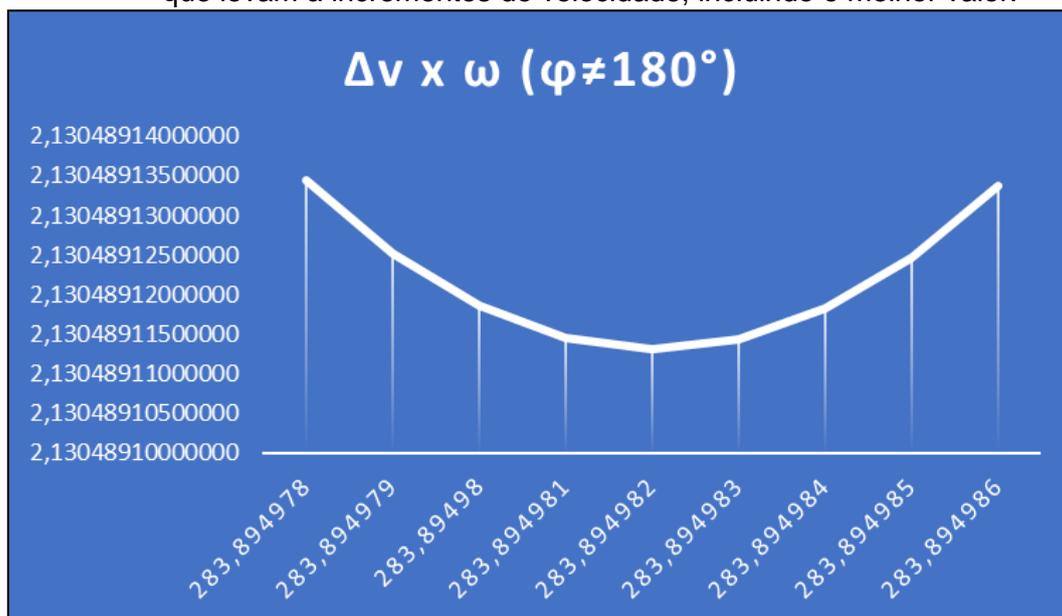
Tabela 6.6 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	xxxxxxxxxxxxxx	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$\omega^*$ (°)		283,894982	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,48223679631636			
$\Delta v_2$ (m/s)		0,64825231684110 9	283,894789		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		2,13048911315747	283,895		
$\varphi$ (°)		165,362513454387	t		3500
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8376578,5705715 6	0,0010152415197487 7	0,01974178971374 13	0	259,6949711185 17	295,1936954670 33
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8376578,5705715 6	0,0010152415197477 8	0,01974178969527 97	0	259,6949711185 78	100,3364568306 36
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,4723464090894 41	460	0,32863294930884 9	0,1437134597805 92	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	29,644735926327 3	12,96504633682 22	

Para a busca da anomalia média que gera o menor  $\Delta v_T$  são adotados os mesmos critérios descritos acima para o argumento do perigeu. A Tabela 6.7 apresenta o melhor dos casos obtidos durante a varredura relativa à anomalia média que gera e o menor incremento de velocidade.

A Figura 6.7 apresenta os valores encontrados de anomalia média, dentre eles o valor de anomalia média que produz a manobra com menor consumo de combustível.

Figura 6.5 – Curva que apresenta os valores encontrados de argumento do perigeu que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.



Fonte: Produção do autor.

Tabela 6.7– Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

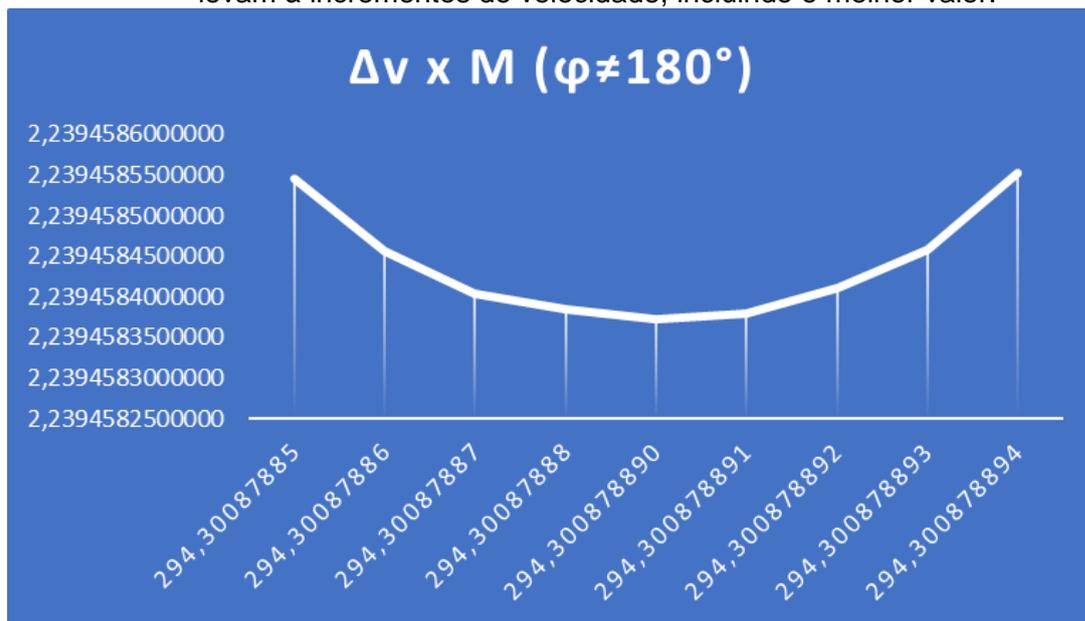
Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	xxxxxxxxxxxxxx
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$M_1$ (°)		294,30087889	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,11975451442496			
$\Delta v_2$ (m/s)		1,11970352284679	294,30088		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		2,23945803727175	294,3009		
$\varphi$ (°)		155,946788985751	t		3300
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8375600,6070424 9	0,0010807824781358 4	0,01974178969527 97	0,00000000000000 03	253,9737775010 08	310,3197956521 89
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8375600,6070424 9	0,0010807824781356 8	0,01974178971374 13	0,00000000000000 00	253,9737775009 85	106,0530997376 29
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,4964997022152 14	460	0,24825550436058 4	0,2482441978546 3	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	22,395090288499 1	22,39407045693 59	

Todos os valores de menor  $\Delta v_T$  e seus outros parâmetros de importância são apresentados na Tabela 6.8. Como é possível observar, o menor incremento de velocidade aconteceu para  $\varphi \neq 180^\circ$ . É conhecido que as manobras com menor consumo de combustível acontecem, geralmente, com ângulos de transferência igual à  $180^\circ$ , entretanto, dentre os resultados obtidos, a priori, sem qualquer aplicação do algoritmo em si, geraram resultados que contrariam a ideia de  $\Delta v_T$  mínimos para órbitas coaxiais com ângulos  $\varphi = 180^\circ$ .

Tabela 6.8 – Resultados obtidos durante a varredura dos parâmetros propostos.

	$\Delta t = 3794[s]$	$a = 8389412[m]$	$e = 0,000968402263052232$	$\omega = 283,894982[^\circ]$	$M = 294,30087889[^\circ]$
$\Delta v_T [m/s]$	2,1833974966661 6	186,492906113 721	2,18306285554243	2,130489113157 47	2,23945803727175
$\varphi [^\circ]$	179,25749545438 8	179,257462628 179	179,25680798191	165,3625134543 87	155,946788985751
$m_T [kg]$	0,6373120970046 83	41,9958838091 299	0,48399507959962	0,472346409089 441	0,496499702215214

Figura 6.6 – Curva que apresenta os valores encontrados de anomalia média que levam à incrementos de velocidade, incluindo o melhor valor.



Fonte: Produção do autor.

Como dito anteriormente, os parâmetros orbitais iniciais utilizados nas varreduras são dados escolhidos de forma arbitrária, solicitados pelo gerente da missão, por exemplo, porém com ajuste entre  $\omega$  e  $M$  para que tanto a órbita seja coaxial, relativo à órbita final, e as manobras de transferência tenham

$\varphi = 180^\circ$ . O algoritmo determinará, dentre as condições iniciais pré-definidas, quais serão os melhores parâmetros iniciais, respeitando a ordem:  $\omega^* \rightarrow M^* \rightarrow e^* \rightarrow \Delta v_T^*$ . Os parâmetros orbitais iniciais estão na Tabela 6.9.

O valor de  $\omega^*$  mostrado na Tabela 5.6 foi inserido como parâmetro melhorado e substituí o valor de  $\omega_0$  para a varredura em torno de  $M$  que leva ao menor  $\Delta v_T$ . Desta forma, os parâmetros orbitais de varredura são apresentados na Tabela 6.9, as condições iniciais de busca, e na Tabela 6.10, com os dados mais completos das condições de varredura, tal como os valores obtidos desta busca.

Tabela 6.9 – Parâmetros orbitais iniciais de entrada.

$a_0$ (m)	8378100-5000
$e_0$	0,000974402263052232
$i_0$ (°)	0,0197417896929434
$\Omega_0$ (°)	0
$\omega_0$ (°)	270
$M_0$ (°)	271

Tabela 6.10 – Parâmetros de busca em torno de M.

$a_0$ (m)	8378100-5000
$e_0$	0,000974402263052232
$i_0$ (°)	0,0197417896929434
$\Omega_0$ (°)	0
$\omega^*$ (°)	283,894982
$M_0$ (°)	xxxxxxxxxx

Como é possível observar na Tabela 6.11, o valor de  $\Delta v_T = 2,060348264192 \text{ m/s}$  foi melhorado relativo aos demais valores

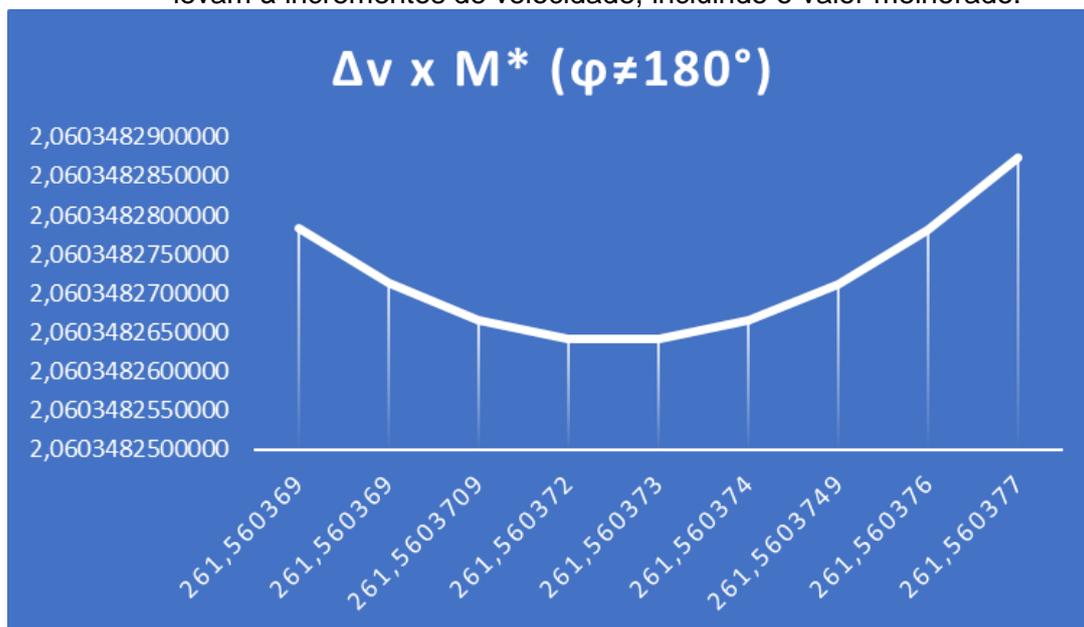
encontrados anteriormente. Em outras palavras, a estrutura  $\omega * \rightarrow [M] \rightarrow \Delta v_{TM}$  levou a um  $M *$ .

Tabela 6.11 – Varredura de busca da anomalia média a partir de  $\omega *$  que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega *$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxx
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$M *$ (°)		261,560373	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,43603943112519			
$\Delta v_2$ (m/s)		0,62430883306681 8	261,56033		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		2,060348264192	261,56040		
$\varphi$ (°)		174,800926208224	t		3300
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8376584,6363130 5	0,0009944291478712 63	0,01974178971374 13	360	259,5186043907 48	285,9359325132 24
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8376584,6363130 5	0,0009944291478494 6	0,01974178971374 13	360	259,5186043959 52	100,5152334649 78
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,4567936796990 86	460	0,31838870693468	0,1384049727644 05	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	28,720788622503 7	12,48617666133 64	

A Figura 6.7 apresenta a curva gerada pela varredura em torno da anomalia média que produz o menor incremento de velocidade. Dentre os valores encontrados encontra-se a anomalia média que produz a manobra com o menor consumo de combustível.

Figura 6.7 – Curva que apresenta os valores encontrados de anomalia média que levam à incrementos de velocidade, incluindo o valor melhorado.



Fonte: Produção do autor.

O valor de  $M^*$  substitui o valor de  $M_0$  na varredura da excentricidade. Adotando agora o valor de  $\omega^*$  e  $M^*$  para buscar  $e$  conforme a estrutura do algoritmo abaixo:

$$\omega^*; M^* \rightarrow [e] \rightarrow \Delta v_{Te}$$

Como o valor da excentricidade é muito baixo, para o refinamento do dado em função do tamanho do passo, que é de suma importância, como já mostrado anteriormente, a busca foi realizada manualmente em torno de um intervalo de tempo. Os resultados obtidos são apresentados na Tabela 6.12.

Os dados mostram que o algoritmo levou para um valor de  $e$  que gera o menor  $\Delta v_T$  entre todas as varreduras realizadas. A Tabela 6.13 apresenta o valor dos mínimos  $\Delta v_T$  em função de cada estágio de aplicação do algoritmo, com a última coluna apresentando o valor melhorado de  $\Delta v_T$  após a execução de todo o algoritmo.

Os valores de melhoria do  $\Delta v_T$  e  $m_T$  podem ser observados e comparados na Tabela 6.14.

Tabela 6.12 – Varredura de busca da excentricidade a partir de  $\omega^*$  e  $M^*$  que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

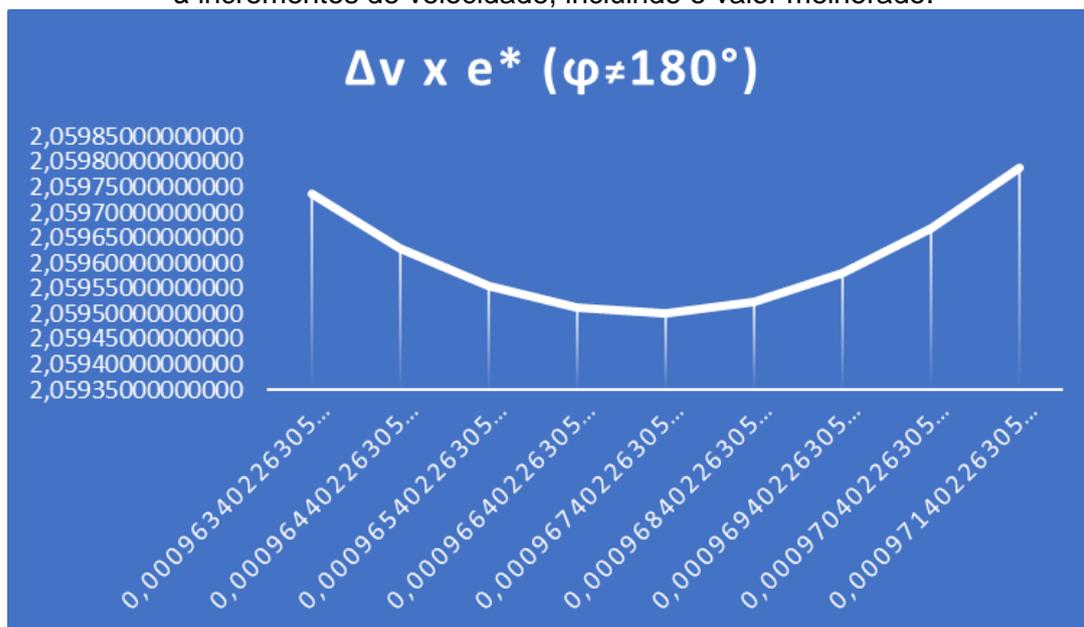
Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega^*$ (°)	$M^*$ (°)
8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,019741789692943 4	0	283,894982	261,560373
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,000974402263052 232	0,019741789692943 4	0	270	90,03419378075 74
$e^*$		0,000967402263052 232	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,4330548321728			0,000001
$\Delta v_2$ (m/s)		0,626446955099524	2000		
$\Delta v_T$ (m/s)		2,05950178727232	4000		
$\varphi$ (°)		174,800133037696	t		3700
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8376578,6385598 6	0,000990379683133 673	0,019741789695279 7	360	259,4329691585 76	286,0218677324 27
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8376578,6385598 6	0,000990379683134 147	0,019741789695279 7	0,0000000000000 00	259,4329691582 35	100,6013561917 48
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,4566058898547 44	460	0,317726877233637	0,1388790126211 07	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	28,661096643456	12,52893910199 05	

Tabela 6.13 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor  $\Delta v_T$ .

	$\omega^* = 283,894982[^\circ]$	$M^* = 261,560373[^\circ]$	$e^* = 0,000967402263052232$
$\Delta v_T [m/s]$	2,13048911315747	2,060348264192	2,05950178727232
$\varphi [^\circ]$	165,362513454387	174,800926208224	174,800133037696
$m_T [kg]$	0,472346409089441	0,456793679699086	0,456605889854744

A Figura 6.8 apresenta a varredura em torno das excentricidades que levam aos incrementos de velocidade proporcionais a cada  $e$  encontrado e o valor de excentricidade que produz a manobra com o menor incremento de velocidade.

Figura 6.8 – Curva que apresenta os valores encontrados de excentricidade que levam à incrementos de velocidade, incluindo o valor melhorado.



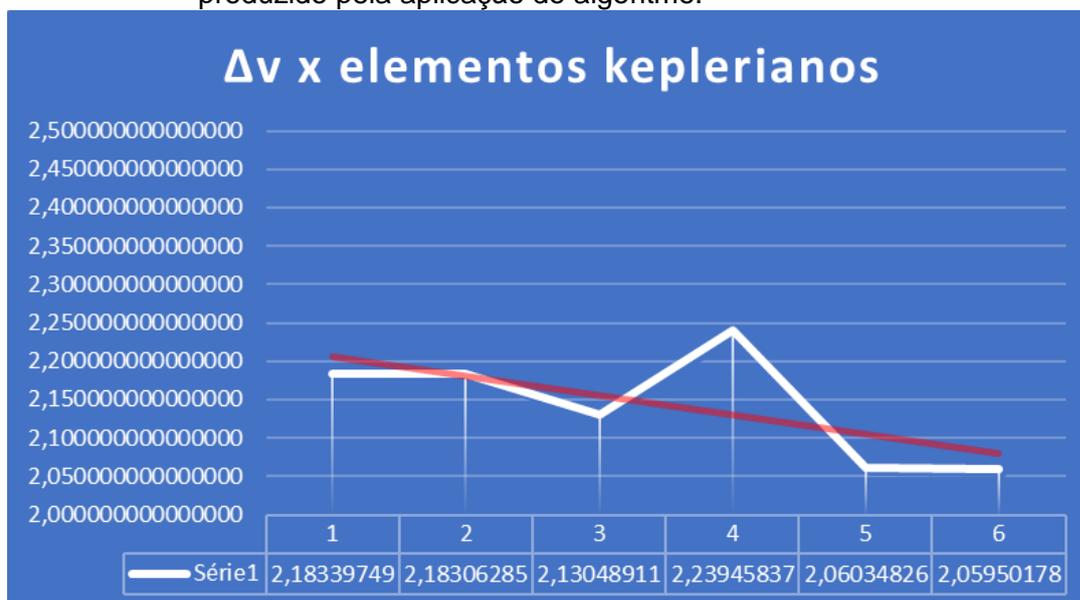
Fonte: Produção do autor.

Tabela 6.14– Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor  $\Delta v_T$ .

	$\Delta t$ (s)	$a$ (m)	$e$	$M$ (°)	$\omega^*$ (°)	$M^*$ (°)	$e^*$
$\Delta v_T [m/s]$	2,18339	186,492	2,18306	2,23945	2,13048	2,060348	2,0595017
	749666	906113	285554	803727	911315	264192	8727232
	616	721	243	175	747		
$\varphi$ [°]	179,257	179,257	179,256	155,946	165,362	174,8009	174,80013
	495454	462628	807981	788985	513454	26208224	3037696
	388	179	9100	751	387		
$m_T [kg]$	0,48406	41,9958	0,48399	0,49649	0,47234	0,456793	0,4566058
	928027	838091	507959	970221	640908	67969908	89854744
	9664	299	962	5214	9441	6	

A Figura 6.9 apresenta a curva dos elementos keplerianos que levam aos seus respectivos incrementos de velocidade. O gráfico também apresenta a linha de tendência em vermelho, mostrando o decréscimo do  $\Delta v_T$ , sendo o menor valor gerado pela estrutura do algoritmo.

Figura 6.9 – Valores dos  $\Delta v_T$  relativo à cada parâmetro orbital, sendo o menor valor produzido pela aplicação do algoritmo.



Fonte: Produção do autor.

O algoritmo foi aplicado em manobras de mudança de plano orbital. A primeira aplicação foi na variação da ascensão reta do nodo ascendente. Inicialmente foram executadas duas manobras: 1) parâmetros orbitais, inicial e final, sem alteração alguma e 2) variação da ascensão reta do nodo ascendente em  $10^\circ$ . Em seguida foram efetuadas duas manobras adotando os valores melhorados de argumento do perigeu, anomalia média e excentricidade: 1) com  $\Omega = 0^\circ$  e 2) com  $\Omega = 10^\circ$ . Os dados são apresentados na Tabela 6.15.

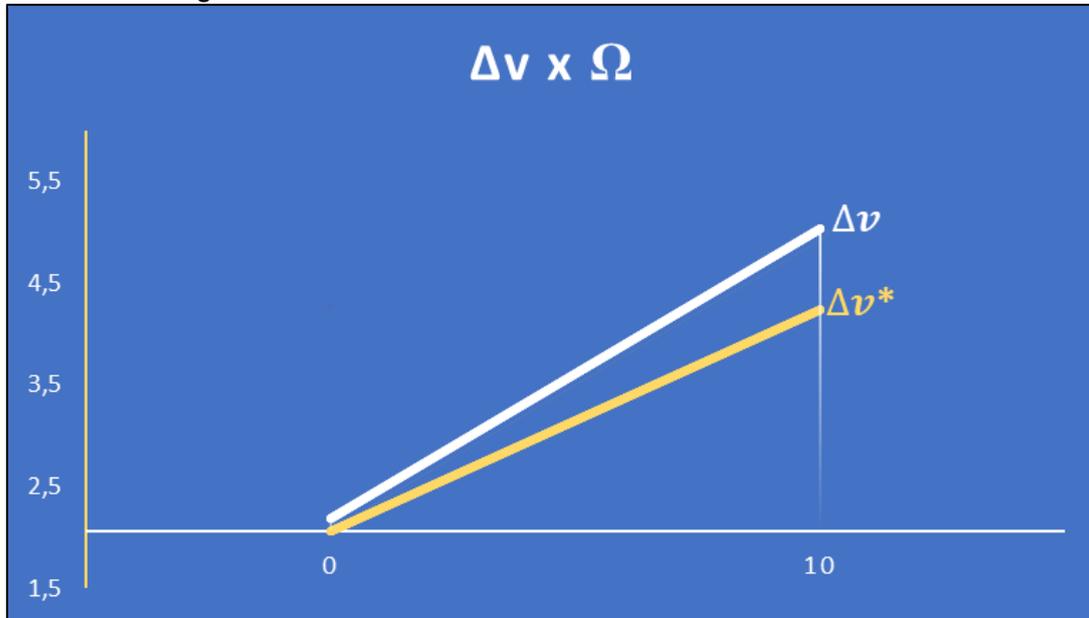
Tabela 6.15 – Valores adotados nas manobras de mudança de plano orbital sem e com a adoção do algoritmo.

$\Delta v_T$ (m/s)	$\Omega$ ( $^\circ$ )	$\Delta v_T^*$ (m/s)	$\Omega$ ( $^\circ$ )
2,18339749666616	0	2,0595017872723	0
5,02973084432799	10	4,24534016326824	10

Como é observado na Figura 6.10, a curva branca apresenta o incremento de velocidade com os parâmetros orbitais inalterados, com exceção da ascensão reta do nodo ascendente, e a curva amarela a manobra com a aplicação da estrutura do algoritmo e verifica-se que quando aplicado os elementos keplerianos melhorados há variação positiva no gráfico da velocidade. Em

outras palavras, o algoritmo foi capaz de reduzir o  $\Delta v_T$  quando variado plano da órbita inicial (o  $\Omega = 10^\circ$ ).

Figura 6.10 – Curva que apresenta os incrementos de velocidade considerando uma variação de  $10^\circ$  na ascensão reta do nodo ascendente. Curva branca sem aplicação do algoritmo e curva amarela com a aplicação do algoritmo.



Fonte: Produção do autor.

O mesmo procedimento foi aplicado para uma manobra de mudança de plano orbital relativa à inclinação da órbita inicial. Inicialmente foram executadas duas manobras: 1) parâmetros orbitais, inicial e final, sem alteração alguma e 2) variação da inclinação em  $10^\circ$ . Em seguida foram efetuadas duas manobras adotando os valores melhorados, pelo algoritmo, de argumento do perigeu, anomalia média e excentricidade: 1) com  $i = 0^\circ$  e 2) com  $i = 10^\circ$ . Os dados são apresentados na Tabela 6.16.

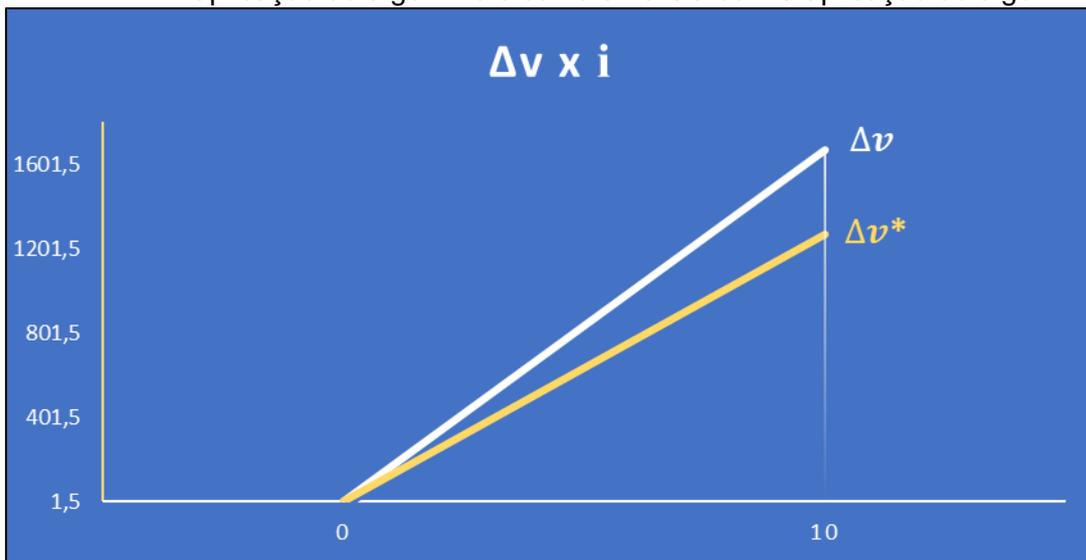
Tabela 6.16 – Valores adotados nas manobras de mudança de plano orbital sem e com a adoção do algoritmo.

$\Delta v_T$ (m/s)	$i$ ( $^\circ$ )	$\Delta v_T^*$ (m/s)	$i$ ( $^\circ$ )
2,18339749666616	0	2,0595017872723	0
1670,18332905784	10	1269,28790554307	10

Como é observado na Figura 6.11, a curva branca apresenta o incremento de velocidade com os parâmetros orbitais inalterados, com exceção da inclinação

da órbita inicial, e a curva amarela a manobra com a aplicação da estrutura do algoritmo e verifica-se que quando aplicado os elementos keplerianos melhorados pelo algoritmo há variação positiva no gráfico da velocidade. Em outras palavras, o algoritmo foi capaz de reduzir o  $\Delta v_T$  quando variado plano da órbita inicial ( $i = 10^\circ$ ).

Figura 6.11 – Curva que apresenta os incrementos de velocidade considerando uma variação de  $10^\circ$  na inclinação da órbita inicial. Curva branca sem aplicação do algoritmo e curva amarela com a aplicação do algoritmo.



Fonte: Produção do autor.

Verificou-se que mesmo as manobras de mudança de plano orbital, que são mais custosas do ponto de vista do consumo de combustível, obtiveram resultados melhores após a aplicação do algoritmo.

## 7 VERIFICAÇÃO E VALIDAÇÃO (CONTRAPROVA)

Para verificar e validar a estrutura do algoritmo são testadas as seguintes condições: 1) mudança do semieixo maior da órbita inicial e final; 2) efetuar a varredura respeitando a seguinte estrutura  $e_1 \rightarrow \omega \rightarrow M$  e; 3) efetuar a varredura respeitando a seguinte estrutura  $e_1 \rightarrow M \rightarrow \omega$ .

### 7.1 Mudança do semieixo maior da órbita inicial e final

O tetraedro foi realocado para outra posição, com outra altitude orbital de (600km). Desta forma, foram calculados outros parâmetros orbitais que posicionam a formação nesta outra configuração. Para o teste de caso será efetuada a varredura em busca do menor  $\Delta v_T$  respeitando a ordem: tempo, excentricidade, argumento do perigeu e anomalia média para esta nova posição.

A primeira busca com novos parâmetros orbitais é apresentada na Tabela 7.1. Comparativamente com os dados apresentados na Tabela 6.1, o valor do  $\Delta v_T$  aumentou, enquanto o valor do semieixo maior da órbita inicial diminuiu. Como o arco orbital diminuiu, por causa da diminuição do raio, e o tempo também, a velocidade aumentou. Portanto, reduzir o semieixo maior não melhora o  $\Delta v_T$ .

Tabela 7.1 – Varredura de busca do tempo que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
6978100-5000	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	270	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
6978100	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	270	90,04105400067 09
$t_1$ (s)		2884	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,60578559811368			
$\Delta v_2$ (m/s)		1,59089597458865			
$\Delta v_T$ (m/s)		3,19668157270233			
$\varphi$ (°)		179,309147875513	t		3700
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
6975593,5640686 4	0,0011201289143603 5	0,02370254035823 18	0	251,2850043096 63	289,7018573735 01
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
6975593,5640686 5	0,0011201289151348 1	0,02370254035823 18	0	251,2850041901 51	108,7686279841 67
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,7087588298351 21	460	0,35603034910591 8	0,3527284807292 03	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	32,115711962273 6	31,81791949177 29	

Efetuada a varredura em torno do argumento do perigeu que leva ao menor  $\Delta v_T$  para as novas condições. A Tabela 7.2 apresenta os resultados de  $\Delta v_T$  encontrado.

Tabela 7.2 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
6978100-5000	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	xxxxxxxxxxxxx	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
6978100	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	270	90,04105400067 09
$\omega^*$ (°)		324,999026	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		4,35383462724135			
$\Delta v_2$ (m/s)		0,60658559114715 1	324,994228		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		4,9604202183885	324,999999		
$\varphi$ (°)		124,310121875514	t		
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_{1_0}$ (°)
6979199,599109 04	0,0011953569213991 4	0,02370254037360 85	0	277,574415174	318,3816499555 88
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M_2$ (°)
6979199,599109 04	0,0011953569213987	0,02370254037360 85	360	277,5744151740 35	82,46487272738 32
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
1,100089884772 84	460	0,96561429697139 5	0,1344755878014 41	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	87,076692544827	12,13171182294 3	

Inserindo o valor de  $\omega^*$  para a varredura da anomalia média que leva para o menor valor de incremento de velocidade. O valor encontrado é apresentado na Tabela 7.3.

Tabela 7.3 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega^*$ (°)	$M_0$ (°)
6978100-5000	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	324,999026	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
6978100	0,0011698561966242 40	0,02370254036405 33	0	270	90,04105400067 09
$M^*$ (°)		301,025928	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,54692113361046			
$\Delta v_2$ (m/s)		1,54691520455926	301,02591		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		3,09383633816972	301,02596		
$\varphi$ (°)		149,264144778819	t		2400
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
6975600,9732851 7	0,0013190649750522 9	0,02370254037360 85	360	254,2435129692 18	316,7711034575 75
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
6975600,9732851 7	0,0013190649750501 1	0,02370254037360 85	0	254,2435129693 77	105,7862090286 35
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,6859523745812 45	460	0,34297684468542 8	0,3429755298958 17	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	30,938422672209 1	30,93830409118 53	

Ajustando os elementos keplerianos de entrada  $\omega^*$  e  $M^*$  na busca da excentricidade que leva ao menor incremento de velocidade. Os valores obtidos são apresentados da Tabela 7.4.

Tabela 7.4 – Varredura de busca da excentricidade que proporciona o menor  $\Delta v_T$ .

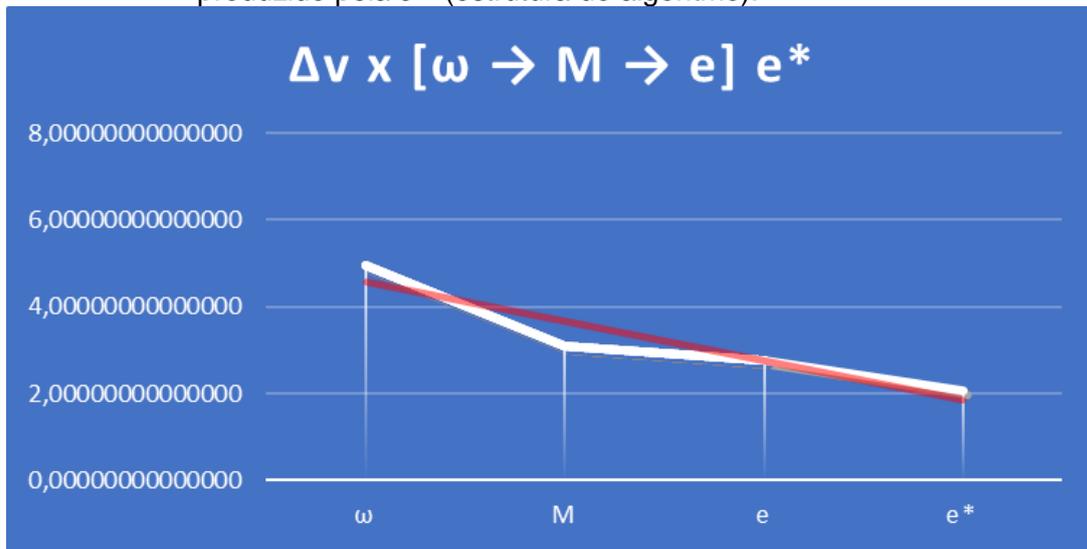
Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega^*$ (°)	$M^*$ (°)
6978100-5000	xxxxxxxxxxxxxx	0,023702540364053 3	0	324,999026	301,025928
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
6978100	0,0011698561966242 40	0,023702540364053 3	0	270	90,04105400067 09
$e^*$		0,000969856196624 24	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,52602188904034			
$\Delta v_2$ (m/s)		1,24055410781046	0,00096984419662424		0,000001
$\Delta v_T$ (m/s)		2,76657599685080	0,00096987419662424		
$\varphi$ (°)		149,244478226578	t		2400
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_{10}$ (°)
6975866,6159210 8	0,0012484232633374 6	0,023702540358231 8	360	255,1416281801 04	315,8886912845 46
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M_2$ (°)
6975866,6159210 8	0,0012484232633366 6	0,023702540358231 8	0,00000000000000 00	255,1416281801 35	104,8952851415 46
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,6133834648462 96	460	0,338342368319866	0,2750410965264 29	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	30,520437780806 7	24,81108215620 92	

O valor de  $e$  encontrado gerou o menor  $\Delta v_T$  conforme a ordem entre todas as varreduras realizadas para esta nova condição de busca. Mesmo mudando o valor do semieixo maior, o algoritmo continuou consistente e esta evidência pode ser verificada através da comparação dos valores obtidos nessa primeira contraprova e o melhor valor de  $\Delta v_T$  produzido pelo algoritmo, como pode ser comparado e verificado na Figura 7.1. A Tabela 7.5 apresenta o valor dos mínimos  $\Delta v_T$  em função de cada estágio de aplicação do algoritmo, com a última coluna apresentando o valor ótimo de  $\Delta v_T$  após a execução de todo o algoritmo.

Tabela 7.5 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor  $\Delta v_T$ .

	$\omega^* = 324,999026[^\circ]$	$M^* = 301,025928[^\circ]$	$e^* = 0,00096985619662424$
$\Delta v_T [m/s]$	4,9604202183885	3,09383633816972	2,76657599685080
$\varphi [^\circ]$	124,310121875514	149,264144778819	149,244478226578
$m_T [kg]$	1,10008988477284	0,685952374581245	0,613383464846296

Figura 7.1 – Valores dos  $\Delta v_T$  obtidos em função de cada parâmetro orbital e o  $\Delta v_T^*$  produzido pela  $e^*$  (estrutura do algoritmo).



Fonte: Produção do autor.

## 7.2 Varredura respeitando a seguinte estrutura $e_1 \rightarrow \omega \rightarrow M$

O valor inicial de  $e_1$  é usado porque é o melhor valor sem o início da aplicação da estrutura do algoritmo.

As condições iniciais da contraprova são  $a_f - 5km$ , em que  $a_f = 8378100$ , como as primeiras varreduras apresentadas inicialmente.

O resultado apresentado na Tabela 7.6 foi o melhor valor obtido considerando a ordem proposta na contraprova e mesmo assim ele piorou.

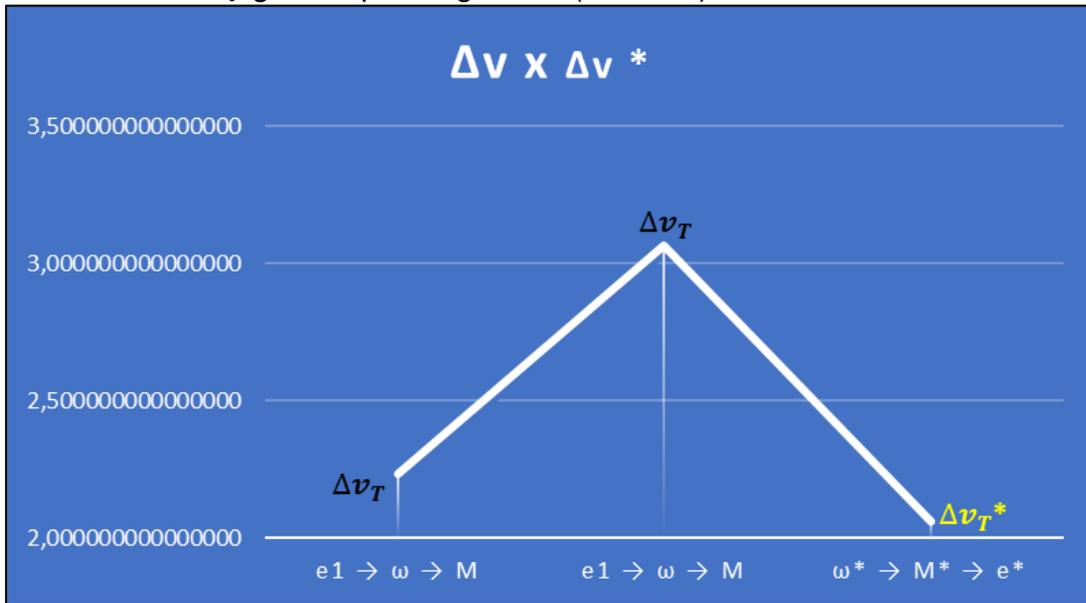
Tabela 7.6 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , iniciada pela excentricidade.

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009684022630522 32	0,01974178969294 34	0	xxxxxxxxxxxxxx	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$\omega^*$ (°)		293,355077	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,83684690354604			
$\Delta v_2$ (m/s)		0,39684592770091 6	293,355	0,000001	
$\Delta v_T$ (m/s)		2,23369283124695	293,3553		
$\varphi$ (°)		155,90173098191	t	3300	
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8377211,712319 35	0,0010025297769133 1	0,01974178967681 81	0	263,9292863700 49	300,4139700163 6
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8377211,712319 34	0,0010025297769133 4	0,01974178967681 81	360,00000000000000 00	263,9292863700 26	96,10235032056 05
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,495246848343 9	460	0,30727105474380 7	0,187975793600093	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	36,7369380709207	7,936918554018 32	

A figura 7.2 apresenta a diferença dos valores dos incrementos de velocidade quando aplicado a estrutura  $e_1 \rightarrow \omega \rightarrow M$  (contraprova) e a estrutura  $\omega^* \rightarrow M^* \rightarrow e^*$  (estrutura do algoritmo). Fica evidente que o  $\Delta v_T$  em preto é pior que o  $\Delta v_T$  em amarelo, ou seja, o algoritmo ainda manteve o melhor resultado.

O valor de  $\Delta v_T$  para a varredura seguinte, para o próximo instante de busca, Tabela 7.7, começou a aumentar (Figura 7.2). Isso mostra que a ordem iniciada pela excentricidade seguida pelo argumento do perigeu não apresentou valor de  $\Delta v_T$  melhorado.

Figura 7.2 – Valores comparativos entre o  $\Delta v_T$  gerado pela contraprova (preto) e o  $\Delta v_T$  gerado pelo algoritmo (amarelo).



Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.7 – Varredura de busca do argumento do perigeu que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , iniciada pela excentricidade. O valor de  $\Delta v_T$  piorou.

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009684022630522 32	0,01974178969294 34	0	xxxxxxxxxxxxxx	271
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$\omega^*$ (°)		269,704243	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,06514610650636			0,000001
$\Delta v_2$ (m/s)		2,87412324475229	269,91423		
$\Delta v_T$ (m/s)		3,06514610650636	269,9143		
$\varphi$ (°)		179,552566981911	t		3800
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8375579,2502284 1	0,0010187650420489 6	0,01974178969527 97	360	252,8171845530 97	287,8872536438 82
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8375579,2502284 2	0,0010187650430575 9	0,01974178971374 13	0,00000000000000 00	252,8171843725 27	107,2171989793 96
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,7053880367424 71	460	0,45050913250797	0,2548789042345 01	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	58,670530294623 4	4,951096012274 07	

### 7.3 Varredura respeitando a seguinte estrutura $e_1 \rightarrow M \rightarrow \omega$

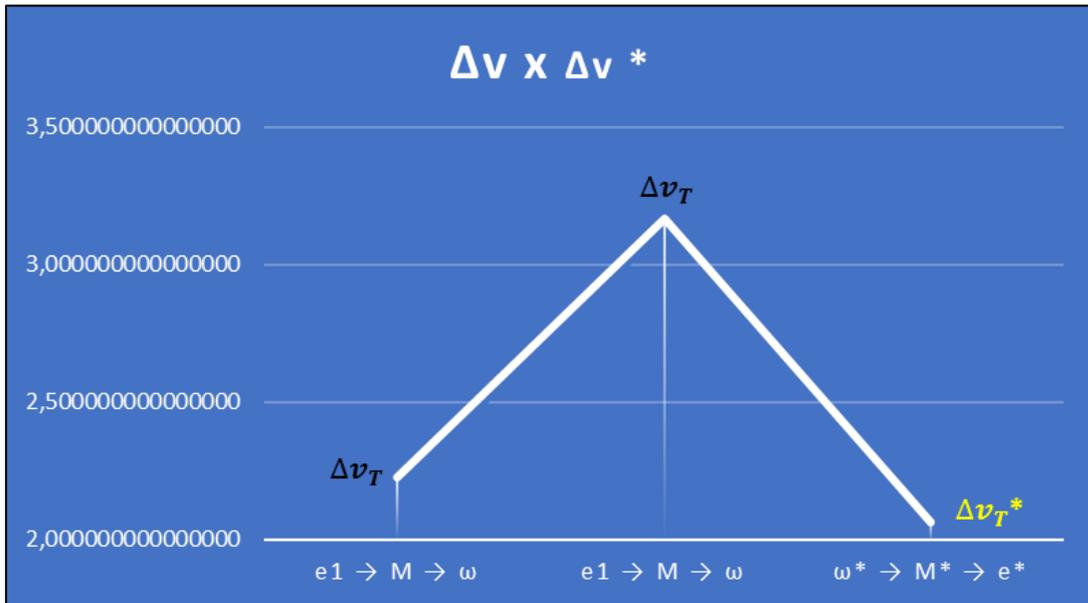
Os resultados apresentados na Tabela 7.8 mostram o melhor resultado obtido de anomalia média que leva para o menor valor de  $\Delta v_T$ , entretanto, este valor ainda é pior que o melhor resultado gerado e a próxima varredura, com outro intervalo de tempo, teve ser valor piorado como apresenta a Tabela 7.9.

Tabela 7.8 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , iniciada pela excentricidade.

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009684022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	xxxxxxxxxxxx
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$M^*$ (°)		294,301053	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,11409141308044	294,3009		0,000001
$\Delta v_2$ (m/s)		1,10941100492866	294,3015		
$\Delta v_T$ (m/s)		2,2235024180091	t		
$\varphi$ (°)		155,945987481132			3300
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8375605,7891428 7	0,0010776064902934	0,01974178969527 97	0	253,9594273542 85	310,3346486245 13
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8375605,7891428 7	0,0010776064902926 6	0,01974178969527 97	0,00000000000000 00	253,9594273543 48	106,0678081784 41
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,4929618213069 81	460	0,22699980976317 1	0,2659620115438 1	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	22,281828261608 9	22,18822009857 31	

A terceira contraprova foi implementada e o valor de  $\Delta v_T$  para a varredura seguinte, para o próximo instante de busca, Tabela 7.9, começou a aumentar (Figura 7.3). Isso mostra que a ordem iniciada pela excentricidade seguida pelo argumento do perigeu não apresentou valor de  $\Delta v_T$  melhorado.

Figura 7.3 – Valores comparativos entre o  $\Delta v_T$  gerado pela contraprova (preto) e o  $\Delta v_T$  gerado pelo algoritmo (amarelo).



Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.9 – Varredura de busca da anomalia média que proporciona o menor  $\Delta v_T$ , iniciada pela excentricidade. O valor de  $\Delta v_T$  piorou.

Parâmetros orbitais da posição inicial					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M_0$ (°)
8378100-5000	0,0009684022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	xxxxxxxxxxxx
Parâmetros orbitais da posição final					
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M$ (°)
8378100	0,0009744022630522 32	0,01974178969294 34	0	270	90,03419378075 74
$M^*$ (°)		270,704925	Intervalo de varredura		Passo
$\Delta v_1$ (m/s)		1,08462012708278			
$\Delta v_2$ (m/s)		2,97412524475249	270,704915		
$\Delta v_T$ (m/s)		3,16572610810650	270,70497		0,000001
$\varphi$ (°)		179,551915793564	t		3800
Parâmetros orbitais da trajetória de transferência					
$a_0$ (m)	$e_0$	$i_0$ (°)	$\Omega_0$ (°)	$\omega_0$ (°)	$M1_0$ (°)
8378685,0075289 6	0,0009851015429817 4	0,01974178969527 97	360	274,0646389943 15	313,9042070908 17
$a$ (m)	$e$	$i$ (°)	$\Omega$ (°)	$\omega$ (°)	$M2$ (°)
8378685,0075289 6	0,0009851015429818 7	0,01974178969527 97	0,00000000000000 00	274,0646389942 72	85,96859820424 03
Dados do propelente					
$m_T$ (kg)	$I_{sp}$ (s)	$m_{p1ST}$ (kg)	$m_{p2ND}$ (kg)	$m_f$ (kg)	
0,6953880367424 71	460	0,44050913250797	0,2548789042345 01	1000	
Dados do sistema propulsivo					
$m_f$ (kg)	$T$ (N)	$a_s$ (m/s <sup>2</sup> )	$\Delta t_{1ST}$ (s)	$\Delta t_{2ND}$ (s)	
1000	50	0,05	58,670530294623 4	4,951096012274 07	

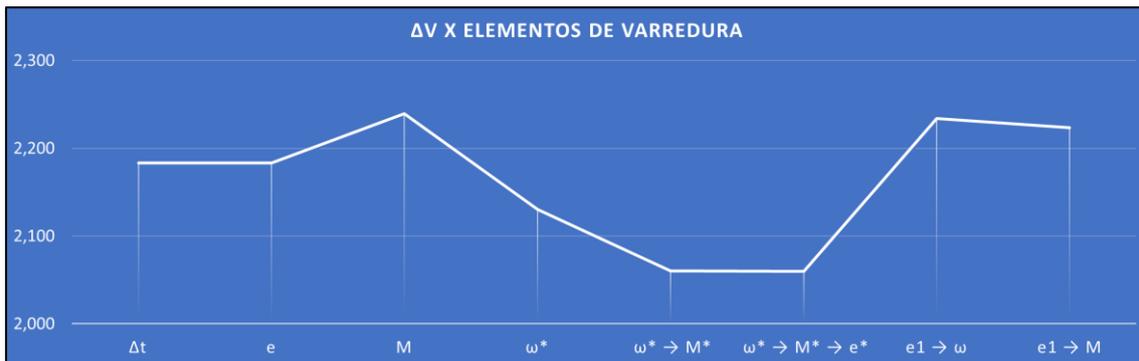
Os melhores resultados entre os valores obtidos de  $\Delta v_T$ ,  $\varphi$  e  $m_T$  são apresentados na Tabela 7.10.

Como apresenta a Figura 7.4, dentre todos os valores de  $\Delta v_T$  obtidos, o melhor resultado é o apresentado pela estrutura do algoritmo.

Tabela 7.10 – Resultados obtidos durante cada etapa da aplicação do algoritmo de busca do menor  $\Delta v_T$ .

	$\Delta t$ (s)	$a$ (m)	$e$	$M$ (°)	$\omega^*$ (°)	$\omega^* \rightarrow M^*$	$\omega^*; M^* \rightarrow e^*$	$e_1 \rightarrow \omega$	$e_1 \rightarrow M$
$\Delta v_T [m/s]$	2,183397 4966661 6	186,4929 0611372 1	2,183062 8555424 3	2,239458 0372717 5	2,130489 1131574 7	2,060348 264192	2,05950178 727232	2,233692 8312469 5	2,223502 4180091
$\varphi [^\circ]$	179,2574 9545438 8	179,2574 6262817 9	179,2568 0798191 00	155,9467 8898575 1	165,3625 1345438 7	174,8009 2620822 4	174,800133 037696	155,9017 3098191	155,9459 8748113 2
$m_T [kg]$	0,484069 2802796 64	41,99588 3809129 9	0,483995 0795996 2	0,496499 7022152 14	0,472346 4090894 41	0,456793 6796990 86	0,45660588 9854744	0,495246 8483439	0,492961 8213069 81

Figura 7.4 – Valores de  $\Delta v_T$  obtidos pela varredura dos respectivos elementos de busca.



Fonte: Produção do autor.

Os parâmetros orbitais melhorados que produzem a manobra com menor consumo de combustível são:

$$[8378100 - 5000 \ 0,000974402263052232 \\ - 0,000007 \ 0,0197417896929434 \ 0 \ 283,894982 \ 261,560373]$$

## 8 CONCLUSÃO

Esta tese se propôs a desenvolver um algoritmo de determinação de manobra bi impulsiva com o intuito de levar à condição de parâmetros orbitais iniciais que propiciam a condição de menor consumo de combustível. Em outras palavras, encontrar a manobra que produz o mínimo incremento de velocidade. Para isso, foram utilizados dois métodos de varredura: 1) o método em cascata, que visa solucionar o Problema de Lambert através das variáveis universais e 2) o método de varredura em torno das condições iniciais, refinando a solução por meio da redução do passo de varredura do problema de contorno e chegando à manobra com menor consumo de combustível. Por sua vez, essa manobra tem como objetivo alocar e manobrar uma constelação tetraédrica de satélites em sua posição inicial ou para uma outra região de interesse.

Inicialmente, o trabalho se desenvolveu efetuando uma introdução do problema de constelações em si, apresentando a vanguarda do conhecimento, tal como os desenvolvimentos seguintes. Em seguida, foi apresentada uma revisão dos trabalhos que envolvem manobras orbitais utilizando o Problema de Lambert e suas aplicações de contorno. Cada caso é um caso e, como proposta de caso, diante das metodologias abordadas pelos diversos trabalhos estudados, esta tese desenvolve a sua metodologia de determinação de manobra com mínimo  $\Delta v_T$ .

Para a determinação da manobra, quatro satélites foram dispostos sobre a geometria de um tetraedro regular e suas posições iniciais foram calculadas. Como a posição está intrinsecamente ligada às condições de vínculo geométrico, altitude orbital entre outras entradas, é necessário que a posição seja determinada considerando todas essas entradas. Como foi mostrado que existe um vínculo de tempo para a ocorrência da formação do tetraedro final, dado o problema do movimento relativo dos corpos, basta conhecer a posição e o instante de tempo de um satélite que as posições e tempos de todos os demais satélites serão conhecidos. Sendo assim, para que não fossem realizadas todas as simulações do algoritmo para todos os quatro satélites,

gerando um número ainda maior de tabelas, foi definido que o satélite que representaria a constelação como um todo seria o satélite  $S_4$ . O algoritmo é desenvolvido com base na posição inicial dos satélites, tendo em vista que elementos keplerianos de entrada são dados e o algoritmo visa varrer esta posição inicial encontrando os elementos keplerianos melhorados que levam para a região de mínimo incremento de velocidade. Para isso são realizadas diversas implementações de varredura em torno do intervalo de tempo, do semieixo maior, da excentricidade, do argumento do perigeu e da anomalia média. Estas varreduras são utilizadas para geração de um banco de dados de elementos keplerianos e incrementos de velocidade que servem como fonte de comparação com os dados gerados após a implementação do algoritmo, tais como os dados relacionados às manobras de transição, os dados do propelente e da propulsão.

Para a varredura, se considerou que os elementos que geram os dados de comparação são o intervalo de tempo (tempo da manobra), o semieixo maior, a excentricidade, o argumento do perigeu e a anomalia média. Todos estes dados são varridos exaustivamente, com outras condições de contorno, até que se encontre o valor de mínimo  $\Delta v_T$ . Seus melhores resultados são guardados como dados de comparação. Em seguida, o método é implementado respeitando a ordem descrita na hipótese: semieixo maior, argumento do perigeu, anomalia média e excentricidade, respectivamente. Apesar de o semieixo maior estar mencionado como elemento de varredura, ficou demonstrado que as buscas do melhor semieixo maior variam em função do tempo, ou seja, para cada instante de tempo haverá um semieixo maior que atenda aquela nova requisição temporal. Portanto, ficou definido que o semieixo maior inicial que produz a melhor condição de partida seja  $a_f - 5000$  (m).

Diferentemente da condição anterior, onde muitos dados são gerados, muitos elementos de análise, cada qual com seu respectivo valor de  $\Delta v_T$ , o algoritmo caminha para uma única solução, com elementos keplerianos que possibilitam a manobra com menor consumo de combustível. As sucessivas implementações de parâmetros orbitais com resultados refinados servindo

como alimentação para a varredura seguinte, em função do próximo elemento a ser melhorando, conduzem a solução para o  $\Delta v_T^*$ .

Os resultados obtidos foram promissores e significativos, já que estrutura do algoritmo se mostrou consistente dentro do número de varreduras e implementações propostas. Além disso, o algoritmo produziu condições de manobras de mudança de plano orbital que propiciam um  $\Delta v_T$  melhor que aquele calculado usando basicamente o Problema de Lambert puramente. Com isso, ficou mostrado que o Problema de Lambert leva para uma condição de mínimo; entretanto, é possível melhorar ainda mais o resultado quando a estrutura passa a ser analisada em partes. Em outras palavras, ao invés de dar como entrada elementos orbitais, uma posição final e um instante de tempo, se a análise em torno de cada elemento de maneira individual for realizada, respeitando a ordem proposta, através da varredura da melhor solução para aquele elemento inicial e usando o resultado como alimentação para a próxima varredura, esta situação caminhará para a melhor solução. Outro fator importante a se comentar é que a manobra com menor consumo de combustível foi efetuada com ângulo de transferência diferente de  $180^\circ$ .

As contrapartidas foram realizadas com o intuito de encontrar uma condição que viole a estrutura proposta; todavia dentro das quantidades de varreduras realizadas na tese não foi possível encontrar uma contrapartida que viole a sequência de elementos a serem varridos para a determinação da manobra de menor consumo de combustível; entretanto, não é possível afirmar que o algoritmo determine a região de mínimo global porque para fazer tal afirmação seria necessário testar a varredura de todas as combinações possíveis de elementos keplerianos em escala de primeiro termo, onde existe a combinação dos primeiros seis elementos na busca e melhor condição, que levaria para o segundo termo, onde haveria as combinações dos cinco elementos restantes e assim por diante; todavia, ainda assim não seria possível afirmar nada a respeito porque além da combinação dos elementos teria de ser levado em conta a permutação deles. Em outras palavras, o número de varreduras seria imenso. Contudo, os trabalhos desenvolvidos chegaram a condições

específicas de manobras de menor consumo de combustível, porém as soluções não são genéricas e tão pouco triviais.

Quando se fala de condições iniciais de partida e chegada preestabelecidas e a busca é em torno do instante de tempo que proporciona a manobra com menor consumo de combustível, o instante de tempo encontrado é o ótimo. Isso ocorre porque as posições são fixas e só haverá um único instante de tempo que gera um incremento de velocidade e este é o ótimo. No caso da busca do parâmetro orbital ótimo já não é possível afirmar sobre manobra ótima porque o instante de tempo é outra variável fundamental de interferência no resultado. Contudo, é possível chegar a valores melhorados fazendo a varredura dos parâmetros orbitais com relaxamento na posição inicial ou final. Neste caso, é requisito da missão que seja apenas em torno da posição inicial, buscando varreduras sucessivas em função do parâmetro orbital a se encontrar e do instante de tempo relativo às manobras em torno deste parâmetro. Claro, não se trata de um mínimo global e tão pouco é possível dizer o quão próximo o valor estará da solução ótima, já que não existe a solução algébrica; porém, se trata de uma condição de mínimo dentre as possibilidades comparadas.

Como já foi mencionado, não é possível afirmar que a estrutura do algoritmo seja a condição ótima global porque não se verificaram todas as possíveis combinações, todavia a estrutura do algoritmo converge para um resultado melhor do que puramente fornecer elementos iniciais para obtenção da manobra de menor consumo de combustível.

## **9 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS**

Como trabalhos futuros é sugerido:

Efetuar novas varreduras, combinando e permutando os parâmetros orbitais de diferentes formas como intuito de encontrar alguma estrutura com melhores resultados;

Realizar a integração do algoritmo em um sistema de análise automático das melhores condições com estes dados de realimentação para a próxima varredura;

Realizar a integração do algoritmo para cada um dos satélites, de forma que a saída seja os parâmetros orbitais de cada um dos quatro satélites para que estes sirvam como dados de entrada em qualquer plataforma de simulação de manobra de alocação;

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADAMS, W. S.; RIDER, L. Circular polar constellations providing continuous single or multiple coverage above a specified latitude. **Journal of the Astronautical Sciences**, v. 35, n. 2, p. 155-192, 1987.

ARANTES, G.; ROCCO, E. M.; FONSECA, I. M.; THEIL, S. Far and proximity maneuvers of a constellation of service satellites and autonomous pose estimation of customer satellite using machine vision. **Acta Astronautica**, v. 66, n. 9-10, p. 1493 - 1505, 2010a. DOI: <10.1016/j.actaastro.2009.11.022>. Disponível em: <doi:10.1016/j.actaastro.2009.11.022>.

ARANTES JUNIOR., G.; ROCCO, E. M.; KOMANDURI, A. S. Far and close approaching strategies for rendezvous and docking operations applied to on-orbit servicing. In: SIVASUNDARAM, S. (Ed.). **Mathematical problems in engineering aerospace and science**. Cambridge: Cambridge Scientific Publishers, 2010b. v. 5, p. 5. ISBN 9781904868798.

AVANZINI, G.; PALMAS, A.; VELLUTINI, E. Solution of low-thrust lambert problem with perturbative expansions of equinoctial elements. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 38, n. 9, p. 1585-1601, 2015.

BEARD, R. W.; LAWTON, J.; HADAEGH, F. Y. A coordination architecture for spacecraft formation control. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, v. 9, n. 6, p. 777-790, 2001.

BREGER, L.; FERGUSON, P.; HOW, J. P.; THOMAS, S.; MCLOUGHLIN, T.; CAMPBELL, M. Distributed control of formation flying spacecraft built on OA. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 2003. **Proceedings...** 2003.

BRISTOW, J.; FOLTA, D.; HARTMAN, K. A formation flying technology vision. In: SPACE CONFERENCE AND EXPOSITION, 2000. **Proceedings...** 2000. p. 5194.

CHOBOTOV, V. A. **Orbital mechanics**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

COSTA FILHO, A. C. Manobra de um veículo de propulsão contínua com controle de trajetória em malha fechada do semi-eixo maior, excentricidade e inclinação simultaneamente e análise do efeito de falhas nos atuadores e sensores. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIAS ESPACIAIS, 3., 2012, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2012.

CURTIS, H. D. **Orbital mechanics for engineering students**. [S.l.]: Elsevier Science, 2009.

DRAIM, J. E. Three-and four-satellite continuous-coverage constellations. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 8, n. 6, p. 725-730, 1985.

DRAIM, J. E.; CASTIEL, D. Optimization of the Borealis and Concordia sub-constellations of the ELLIPSO personal communications system. **Acta Astronautica**, v. 40, n. 2-8, p. 183-193, 1997.

EASTON, R. L.; BRESCIA, R. **Continuously visible satellite constellations**. Washington, DC: Naval Research Lab, 1969.

EVERITT, C. W. F. Gravity probe B. near zero: **New Frontiers of Physics**, 1988.

FERNANDES, S. S.; ZANARDI, M. C. F. P. S. **Fundamentos de astronáutica e suas aplicações**. São Paulo: UFABC, 2018. ISBN 8568576761.

GOBETZ, F. W. Satellite networks for global coverage. **Advances in Astronautical Sciences**, v. 9, p. 134-156, 1963.

GUZMÁN, J. J.; EDERY, A. Mission design for the MMS tetrahedron formation. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2004. **Proceedings...** IEEE, 2004.

GUZMAN, J.; SCHIFF, C. A preliminary study for a tetrahedron formation: quality factors and visualization. In: AIAA/AAS ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE AND EXHIBIT, 2002. **Proceedings...** 2002. p. 4637.

HALL, Z.; SINGLA, P. Higher-order sensitivity matrix method for probabilistic solution to uncertain Lambert problem and reachability set problem. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 132, n. 10, p. 1-36, 2020.

HARRIS, M.; LYLE, R. **Spacecraft radiation torques**. Washington: NASA Space Vehicle Design Criteria, 1969.

HOELKER, R. F.; SILBER, R. **The Bi-elliptical transfer between circular coplanar orbits**. [S.I.]: Defense Technical Information Center, 1959.

HOELKER, R. F.; SILBER, R. The Bi-elliptical transfer between circular coplanar orbits. **Planetary and Space Science**, v. 7, p. 164-175, 1961.

HOHMANN, W. **The attainability of heavenly bodies**. Washington: NASA, 1960. Disponível em:  
[https://archive.org/details/nasa\\_techdoc\\_19980230631/page/n3/mode/2up](https://archive.org/details/nasa_techdoc_19980230631/page/n3/mode/2up).  
Acesso em: 01 mar. 2022.

HUGHES, S. Formation design and sensitivity analysis for the magnetospheric multiscale mission (mms). In: AIAA/AAS ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE AND EXHIBIT, 2008. **Proceedings...** 2008. p. 7357.

INALHAN, G.; TILLERSON, M.; HOW, J. P. Relative dynamics and control of spacecraft formations in eccentric orbits. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 25, n. 1, p. 48-59, 2002.

KANG, W.; XI, N.; SPARKS, A. Theory and applications of formation control in a perceptive referenced frame. In: IEEE CONFERENCE ON DECISION AND CONTROL, 39., 2000. **Proceedings...** IEEE, 2000. p. 352-357.

KLUEVER, C. A.; TANCK, G. S. A feedback control law for stationkeeping with on-off thrusters. **Astrodynamics**, p. 387-399, 1997.

- KÖNIGSMANN, H. J. et al. Autonomous orbit maintenance system. **Acta Astronautica**, v. 39, n. 9-12, p. 977-985, 1996.
- KUGA, H. K.; CARRARA, V.; KONDAPALLI, R. R. **Satélites artificiais - movimento orbital**. São José dos Campos: INPE, 2011.
- LANCASTER, E. R.; BLANCHARD, R. C. **A unified form of Lambert's theorem**. Greenbelt, MD, USA: NASA, 1969.
- LANG, T. J. Symmetric circular orbit satellite constellations for continuous global coverage. **Astrodynamics**, p. 1111-1132, 1988.
- LEITNER, J. Formation flying: the future of remote sensing from space. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 2004. **Proceedings...** 2004.
- MAHLER, W. F. C. **Estudo do posicionamento relativo de satélites dispostos em uma formação de voo poliédrica**. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2017.
- OVERDUIN, J.; EVERITT, F.; MESTER, J.; WORDEN, P. The science case for STEP. **Advances in Space Research**, v. 43, n. 10, 2009.
- ROCCO, E. M. **Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo**. 2002. IBI: <6qtX3pFwXQZ3r59YCT/H3MrR>. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2002. Disponível em: <ibi:6qtX3pFwXQZ3r59YCT/H3MrR>.
- ROCCO, E. M. Analysis of the deviations of the trajectory due to the terrestrial albedo applied to some scientific missions. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON MATHEMATICAL PROBLEMS IN ENGINEERING, AEROSPACE AND SCIENCES, 2008. **Proceedings...** 2008.

ROCCO, E. M. Earth albedo evaluation and analysis of the trajectory deviation for some drag-free missions. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON DYNAMICS, CONTROL AND APPLICATIONS, 8., 2009. **Proceedings...** 2009.

ROCCO, E. M.; MARCELINO, E. W.; PRADO, A. F. B. A. Closed loop control system applied to transfer maneuvers using continuous thrust. In: WORLD CONGRESS MATHEMATICAL PROBLEMS IN ENGINEERING, AEROSPACE AND SCIENCES, 2010, São José dos Campos, SP. **Proceedings...** 2010.

ROCCO, E. M.; MARCELINO, E.W.; PRADO, A.F.B.A.; KUGA, H. K. Closed loop control system applied to Earth-Moon transfer maneuvers using continuous thrust. In: SCIENTIFIC ASSEMBLY OF THE COMMITTEE ON SPACE RESEARCH, 38., 2010, Bremen, Germany. **Proceedings...** 2010.

ROCCO, E. M. Automatic correction of orbital elements using continuous thrust controlled in closed loop. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 465, n. 1, e012007, 2013. DOI: <10.1088/1742-6596/465/1/012007>.

ROCCO, E. M.; OLIVEIRA E SOUZA, M. L.; PRADO, A. F. B. A. Station keeping of constellations using multiobjective strategies. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2013, n. 476451, p. 1-15, 2013. DOI: <10.1155/2013/476451>. Disponível em: <<http://doi.org/10.1155/2013/476451>>.

ROCCO, E. M. Simulation of the effects due to the gravitational disturbances generated by the Sun, Phobos and Deimos in orbital maneuvers around Mars. In: IBERIAN LATIN AMERICAN CONGRESS ON COMPUTATIONAL METHODS IN ENGINEERING, 35., 2014, Fortaleza, Ceará. **Proceedings...** 2014.

ROCCO, E. M. Gravitational disturbances generated by the Sun, Phobos and Deimos in orbital maneuvers around Mars with automatic correction of the semi-major axis. In: **Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing**, e 012027, 2015.

ROCCO, E. M. Evaluation of the approaching trajectories for landing on the asteroid 216 kleopatra. In: IBERO-LATIN-AMERICAN CONGRESS ON COMPUTATIONAL METHODS IN ENGINEERING, 40., 2019, Natal, RN. **Proceedings...** 2019. Disponível em: <<http://www.cilamce2019.com.br>>.

SANGRÁ, D. T.; FANTINO, E. Review of Lambert's problem. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 25., 2015, Munich, Germany. **Proceedings....** 2015. Disponível em: <https://arxiv.org/abs/2104.05283>. Acesso em: 28 fev. 2022.

SANTOS, D. P. S. **Aplicações em manobras espaciais do problema de múltiplos encontros**. 127 p. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/ibi/6qtX3pFwXQZGivnJSY/JcET8>>.

SANTOS, W. G.; ROCCO, E. M. Trajectory control with continuous thrust applied to a rendezvous maneuver. **Journal of Physics: Conference Series**. e 012021, 2013.

SCHAUB, H.; ALFRIEND, K. T. Hybrid Cartesian and orbit element feedback law for formation flying spacecraft. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 25, n. 2, p. 387-393, 2002.

SCHAUB, H.; ALFRIEND, K. T. Impulsive feedback control to establish specific mean orbit elements of spacecraft formations. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 24, n. 4, p. 739-745, 2001.

SUKHANOV, A.; PRADO, A. F. Lambert problem solution in the hill model of motion. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 90, n. 3, p. 331-354, 2004.

SZEBEKELY, V.; GREBENIKOV, E. **Theory of orbits: the restricted problem of three bodies**. [S.I.]: Academic PR, 1967.

THOMPSON, B. F.; ROSTOWFSKE, L. J. Practical constraints for the applied Lambert problem. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 43, n. 5, p. 967-974, 2020.

VADDI, S. S. et al. Formation establishment and reconfiguration using impulsive control. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 28, n. 2, p. 262-268, 2005.

WOOLLANDS, R. M.; BANI YOUNES, A.; JUNKINS, J. L. New solutions for the perturbed Lambert problem using regularization and picard iteration. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 38, n. 9, p. 1548-1562, 2015.

ZANONI, C. **Drag-free spacecraft technologies criticalities in the initialization of geodesic motion**. [S.l.]: University of Trento, 2015.

## APÊNDICE A – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DAS VARREDURAS

Esta sessão contém todas as tabelas contendo os resultados gerados durante a varredura dos elementos em si e da estrutura do algoritmo.

**A.1 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o intervalo de tempo que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $180^\circ$ .**

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.1</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>	
	8378100-800000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	270	
	<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	<b>Δt*</b>		3546		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>	
	<b>Δv1</b>		14684,6054817607				
	<b>Δv2</b>		13619,9818910588				3544
	<b>ΔvT</b>		28304,5873728194				3550
	<b>φ</b>		179,742489912761		<b>t</b>	1	
	<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M1</b>	
	7978100,41153538	0,050156035736255	179,980258210323	180	358,425745066437	1,5229746187173	
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>		
7978100,41152573	0,050156035724231	179,980258210305	180	358,425745066068	181,577250354324		

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
44401,9887259181	460	24926,114234619	19475,8744912992	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	2936,92109635214	2723,99637821175

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
Man.2	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-800000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271	
	EK da órbita final						
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\Delta t^*$		3527		Intervalo de varredura do tempo	Passo	
	$\Delta v1$		179,607950897729				
	$\Delta v2$		175,152126020945				3520
	$\Delta vT$		354,760076918674				3529
	$\varphi$		179,257495454387		t		
	EK da órbita de transferência						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$	
	7978102,33229684	0,0501561922775596	0,0197417896952797	0,0000000000000000	181,591121773796	359,365162281508	
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$		

	7978102,33229574	0,0501561922761943	0,0197417896952797	0,0000000000000000	181,591121773813	178,404125116476
--	------------------	--------------------	--------------------	--------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$l_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
80,2093039023835	460	40,6183374237668	39,5909664786167	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	35,9215901795459	35,0304252041889

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
Man.3	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-600000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271	
	EK da órbita final						
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\Delta t^*$		3593		Intervalo de varredura do tempo	Passo	
	$\Delta v1$		131,724025445654				
	$\Delta v2$		129,312467625434				1
	$\Delta vT$		261,036493071088				
	$\varphi$		179,257495454387		t		
	EK da órbita de transferência						
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1		
8078109,17477447	0,0371623878903876	0,0197417896952797	360	182,151873001058	358,827832553114		

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8078109,17477365	0,0371623878890221	0,0197417896952797	360	182,151873001137	177,840653849726

	<b>Dados do propelente</b>				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	58,7113140152358	460	29,6307979945880	29,0805160206478	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	5000	5	26,3448050891309	25,8624935250868

<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.4</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-400000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>\Delta t^*</math></b>		3660		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>		85,9133118962077			
	<b><math>\Delta v2</math></b>		84,8800449454		3658	1
	<b><math>\Delta vT</math></b>		170,793356841608		3662	
	<b><math>\phi</math></b>		179,257495454387		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$

	8178107,13914319	0,0244874520377347	0,0197417896768181	360	182,969395485717	358,01901693035
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8178107,13914264	0,0244874520363694	0,0197417896952797	0	182,969395485823	177,035651838033

	Dados do propelente				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	38,221743089774	460	19,2275864006513	18,9941566891227	1000

	Dados do sistema propulsivo				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	5000	5	17,1826623792416	16,97600898908

	Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.5	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-200000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271	
	EK da órbita final						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\Delta t^*$		3728			Intervalo de varredura do tempo	Passo
	$\Delta v_1$		42,0528562973487				
	$\Delta v_2$		41,7900710364362				
	$\Delta v_T$		83,8429273337849				
	$\varphi$		179,257495454387			t	1
	EK da órbita de transferência						
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1		

	8278096,44646398	0,0121233387787289	0,0197417896952797	360	184,818931789765	356,163796349241
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>
	8278096,4464637	0,0121233387773658	0,0197417896952797	360	184,818931790149	175,212705001452

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
18,672743842843	460	9,3657706868275	9,3069731560149	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	8,41057125946974	8,35801420728723

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.6	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-100000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		3762		Intervalo de varredura do tempo	Passo
	$\Delta v1$		20,8204839237243			
	$\Delta v2$		20,7432786560346		3760	1
	$\Delta vT$		41,5637625797589		3765	
	$\varphi$		179,257495454387		t	
	EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1	

	8328093,46650226	0,00607585323295587	0,0197417896768181	0	188,783680613488	352,199884161331
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8328093,46650239	0,00607585323421779	0,0197417897137413	0	188,78368061145	171,257131090243

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
9,23501864346754	460	4,62610618150294	4,6089124619646	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	4,16409678474485	4,14865573120693

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.7	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-50000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		3778		Intervalo de varredura do tempo	Passo
	$\Delta v1$		10,3611321767601			
	$\Delta v2$		10,3601719475495			
	$\Delta vT$		20,7213041243096		3775	1
	$\varphi$		179,257495454387		3780	
EK da órbita de transferência						
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1	

	8353107,21751433	0,00318763952237919	0,0197417896768181	0	200,179226863954	340,82953202014
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8353107,21751439	0,00318763952358158	0,0197417896768181	0	200,179226856101	159,841211563429

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
4,59873167401392	460	2,29947251246965	2,2992591615443	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	2,07222643535202	2,07203438950991

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.8	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		3794		Intervalo de varredura do tempo	Passo
	$\Delta v1$		1,09542967218862			
	$\Delta v2$		1,08796782447754			
	$\Delta vT$		2,18339749666616		3790	1
$\varphi$		179,257495454388		3798		
EK da órbita de transferência						
<b>t</b>						

	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	8375596,33317587	0,000971648278685908	0,0197417896952797	0	252,0805399851	288,913189252152
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375596,33317585	0,000971648277438317	0,0197417896768181	0	252,080540209807	107,959433860329

	<b>Dados do propelente</b>				
	$m_T$	$l_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,484069280279664	460	0,242861903232638	0,241207377047026	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	5000	5	0,219085934437724	0,217593564895508

**A.2 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o intervalo de tempo que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $80^\circ$ .**

	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
<b>Man.9</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-800000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>\Delta t^*</math></b>		1582		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		475,499353374464	<b>varredura do tempo</b>		
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		439,204874429697	1578	1	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		914,704227804161	1585		
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717	<b>t</b>		
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	7973460,9823124	0,0785005309653921	0,0197417896768181	0	226,517738748936	46,520647974557
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
7967918,73324369	0,0785076913541908	0,0197417896952797	0	225,855106748037	127,579808762718	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	213,422750004637	460	111,163473492310000	102,259276512327000	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	95,0998706748928	87,8409748859394

<b>Man.10</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-600000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\Delta t^*</math></b>			1609		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		347,071024820091		<b>varredura do tempo</b>	1
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		326,299275738387		1606	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		673,370300558477		1611	
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8074657,61523457	0,0583873435577369	0,0197417896768181	360	227,56636390759	47,288432527194
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8074657,61523457	0,0583873435577369	0,0197417896768181	0	227,56636390759	127,5044999925	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	154,988629722381	460	79,9750446070937	75,0135851152878	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	69,4142049640181	65,2598551476774

<b>Man.11</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-400000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\Delta t^*</math></b>			1637		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		223,56643345388		<b>varredura do tempo</b>	1
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		217,169332327993		1635	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		440,735765781874		1640	
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8179259,12624905	0,0387338169201725	0,0197417896768181	0	229,560202556983	47,0990929238737
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8179259,12624905	0,0387338169201722	0,0197417896768181	0	229,560202556983	127,150547198055	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	100,127579089187	460	50,8083346145332	49,3192444746535	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	44,713286690776	43,4338664655987

<b>Man.12</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-200000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\Delta t^*</math></b>			1667		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		110,086045933608		<b>varredura do tempo</b>	1
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		106,313396651088		1665	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		216,399442584696		1669	
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8276175,42439716	0,0195158042335221	0,0197417896768181	360	230,150361604211	48,1752595215128
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8276175,42439716	0,0195158042335225	0,0197417896768181	0	230,150361604211	128,266047409884	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	48,5510572740116	460	24,7038358336613	23,8472214403502	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	22,0172091867216	21,2626793302175

<b>Man.13</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-100000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\Delta t^*</math></b>			1682		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		54,9502331326046	<b>varredura do tempo</b>		
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		52,3098472691469	1680	1	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		107,260080401751	1685		
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717	<b>t</b>		
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8325882,65408172	0,0100783327729728	0,0197417896952797	0	231,200251833044	47,9542637875122
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8325882,65408172	0,0100783327729728	0,0197417896768181	0	231,200251833043	128,043114324878	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	23,9191634018139	460	12,2557391902696	11,6634242115443	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	10,9900466265209	10,4619694538294

<b>Man.14</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-50000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\Delta t^*</math></b>			1689		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>		26,4343842788343		<b>varredura do tempo</b>	1
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		26,943593697497		1687	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		53,3779779763314		1692	
	<b><math>\varphi</math></b>		80,1264393437717		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8353777,33599318	0,00544603709210942	0,0197417897137413	360	237,545126103922	42,0541445930301
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8353777,33599318	0,00544603709210968	0,0197417896952797	0	237,545126103921	122,073823463237	

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	11,8677872218853	460	5,8771184942710	5,9906687276143	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	5000	5	5,2868768557669	5,3887187394994

<b>Man.15</b>	<b>Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>\Delta t^*</math></b>		1696		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>

	<b><math>\Delta v_1</math></b>	2,85000218826959			<b>varredura do tempo</b>	
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	2,48812717947505			1694	1
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	5,33812936774464			1698	
	<b><math>\varphi</math></b>	80,1264393437717			<b>t</b>	
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375224,65978677	0,00133692458923964	0,0197417896768181	0	255,123985057249	24,8309943834169
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375224,65978677	0,00133692458923935	0,0197417896768181	0	255,123985057247	104,873863447779

<b>Dados do propelente</b>				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
1,18369641853899	460	0,6319817723333	0,5517146462057	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	5000	5	0,570000437653918	0,497625435895011

**A.3 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o intervalo de tempo que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $140^\circ$ .**

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.16	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-800000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>Δt*</b>		2759		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b>Δv1</b>		222,971657370649			
	<b>Δv2</b>		215,142088060256			
	<b>ΔvT</b>		438,113745430904			
	<b>φ</b>		140,231454069631		<b>t</b>	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M1</b>
	7978917,66911629	0,053652465519031	0,0197417896952797	0	200,233133094393	17,6866845018473
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>	
7978917,66911629	0,0536524655190303	0,0197417896952797	0	200,233133094394	157,718662133413	

Dados do propelente				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>I<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
99,5175876840031	460	50,6697960966254	48,8477915873777	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	44,5943314741297	43,0284176120511

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.17	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-600000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		2811		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		163,446457269276			
	$\Delta v2$		158,921217874671			
	$\Delta vT$		322,367675143947			
	$\varphi$		140,231454069631		2809	1
	$\varphi$		140,231454069631		2813	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
8078459,66192322	0,039834263154658	0,0197417896952797	0	200,709180346201	17,7450333579672	
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	
8078459,66192322	0,0398342631546567	0,0197417896952797	360	200,7091803462	157,787419496795	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
72,7540491149994	460	36,896842739198	35,8572063758014	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	32,6892914538553	31,7842435749342

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
Man.18	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-400000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310	
	EK da órbita final						
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\Delta t^*$		2863		Intervalo de varredura do tempo		Passo
	$\Delta v1$		106,272457242033		2858		
	$\Delta v2$		104,646300200227		2865		
	$\Delta vT$		210,91875744226		t		
	$\varphi$		140,231454069631				
	EK da órbita de transferência						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1	
	8178439,48181315	0,026357907466664	0,0197417896952797	360	201,722489198098	17,2663697401728	
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2		
8178439,48181315	0,0263579074666624	0,0197417896952797	360	201,722489198098	157,291884847572		

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
47,3068498738245	460	23,837929703175	23,4689201706491	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	21,2544914484066	20,9292600400454

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.19	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-200000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		2916		Intervalo de varredura do tempo	
	$\Delta v1$		52,2778321415589		1	
	$\Delta v2$		51,2670203605105			
	$\Delta vT$		103,544852502069			
	$\varphi$		140,231454069631		t	
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	8277898,68929244	0,0132056954152277	0,0197417896952797	0	203,390917633232	16,0971496920226
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2	
8277898,68929244	0,0132056954152265	0,0197417897137413	0	203,390917633231	156,152226746701	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
23,085827854934	460	11,656244418820	11,4295834361142	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	10,4555664283118	10,2534040721021

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
Man.20	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-100000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310	
	EK da órbita final						
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\Delta t^*$		2942		Intervalo de varredura do tempo	Passo	
	$\Delta v1$		25,5743002262189				
	$\Delta v2$		25,7293814109215				2935
	$\Delta vT$		51,3036816371404				2945
	$\varphi$		140,231454069631		t		
	EK da órbita de transferência						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1	
	8328260,15888901	0,00678714122157499	0,0197417896952797	0	208,083808277404	11,6719274684538	
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2		
8328260,15888901	0,00678714122157419	0,0197417896952797	0	208,083808277404	151,696011699931		

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
11,4052835237959	460	5,685354712726	5,7199288110696	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	5,11486004524379	5,14587628218429

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .								
Man.21	EK da órbita inicial							
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$		
	8378100-50000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310		
	EK da órbita final							
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M		
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574		
	$\Delta t^*$		2955		Intervalo de varredura do tempo		Passo	
	$\Delta v_1$		12,436677209961					
	$\Delta v_2$		13,1441088249694		2950 <th colspan="2">1</th>		1	
	$\Delta v_T$		25,5807860349304		2958 <th colspan="2"></th>			
	$\varphi$		140,231454069631		t <th colspan="2"></th>			
	EK da órbita de transferência							
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1		
	8353479,4593098	0,00366844693245698	0,0197417896768181	0	216,521827633777	3,36776195204673		
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2		
8353479,4593098	0,00366844693245572	0,0197417896952797	0	216,521827633786	143,374155655003			

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
5,67874479523733	460	2,7607388252433	2,91800596999403	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	5000	5	2,4873354419922	2,62882176499389

Varredura do parâmetro tempo para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.22	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\Delta t^*$		2967		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1,1595101287106			
	$\Delta v2$		1,71496285053217		2965	1
	$\Delta vT$		2,87447297924276		2969	
	$\varphi$		140,231454069631		t	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8375916,04267284	0,00121477177592433	0,0197417896768181	0	257,609342626248	322,390110288142
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8375916,04267284	0,00121477177592363	0,0197417896768181	360	257,609342626316	102,400598703426	

**A.4 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o semieixo maior que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $180^\circ$ .**

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.23</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>	
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271	
	<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	<b><math>a^*</math></b>		3330659		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>	
	<b><math>\Delta v_1</math></b>		2596,15243935667				
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		2267,91989566365				8378100-5047460
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		4864,07233502032				8378100+5047420
	<b><math>\varphi</math></b>		179,25746262818		<b>t</b>	1800	
	<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>	
	6059881,30884098	0,461110470554264	1,34939312897541	0,143718440461328	200,999660756021	353,282962444199	
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>	
6059881,30885723	0,461110470556554	1,34939312897541	0,143718440461328	200,999660755912	131,311162808943		

Dados do propelente				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
1431,29313477203	460	778,035863079312	653,257271692721	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	51923,0487871333	45358,3979132731

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.24	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		4578787		Intervalo de varredura do semieixo maior	Passo
	$\Delta v1$		1476,1420083792			
	$\Delta v2$		1343,87788646516			
	$\Delta vT$		2820,01989484436		8378100-3799330	1
	$\varphi$		179,25746262818		8378100+3799290	2300
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	6543407,51018412	0,307452682898751	1,34939312897568	0,143718440461328	197,753292970255	351,367540150121
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2	
6543407,51019448	0,307452682901084	1,34939312897568	0,143718440461328	197,753292970113	148,553366052147	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
734,15521412303	460	387,117540665804	347,037673457226	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	29522,840167584	26877,5577293033

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.25	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		5855974		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		785,411347393026			
	$\Delta v2$		753,980602517134			
	$\Delta vT$		1539,39194991016		8378100-2522150	1
	$\varphi$		179,257462628179		8378100+2522110	2800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	7136490,33015497	0,183693226390647	1,34939312897568	0,143718440461328	195,585394074383	349,904631343567
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
7136490,33017521	0,183693226398108	1,34939312897568	0,143718440461328	195,585394073742	157,909747156786	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
372,10499200196	460	190,184388318769	181,920603683187	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	15708,2269478605	15079,6120503427

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.26	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		7131001		Intervalo de varredura do semieixo maior	Passo
	$\Delta v1$		324,773705221623			
	$\Delta v2$		352,358652592998			
	$\Delta vT$		677,132357814621		8378100-1247120	1
	$\varphi$		179,257462628179		8378100+1247080	3300
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	7758608,72390604	0,0828577957480872	1,34939312897568	0,143718440461328	194,272954877767	348,565200267635
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2
7758608,72390911	0,0828577957504662	1,34939312897568	0,143718440461328	194,272954877359	163,239761794309	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
155,891772124643	460	74,650093022708	81,241679101935	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	6495,4741044325	7047,17305186

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.27</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		8389412		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		26,3790865584915			
	$\Delta v2$		160,11381955523		8378100+5000	1
	$\Delta vT$		186,492906113721		8378100+11330	
	$\varphi$		179,257462628179		$t$	3800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8383745,7059511	0,0010615625795681	1,34939312897541	0,143718440461328	309,220689095217	231,619262415126
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8383745,70595111	0,00106156257968016	1,34939312897541	0,143718440461328	309,220689103685	50,6872482749852	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
41,9958838091299	460	5,86478825066195	36,1310955584679	1000

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	527,581731169829	3202,27639110459

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.28</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		9626441		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		244,165279768013			
	$\Delta v2$		300,201206092386			
	$\Delta vT$		544,3664858604		8378100+1248320	1
	$\varphi$		179,257462628179		8378100+1248360	4300
	$t$					
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	9002855,34571666	0,0704150323459223	1,34939312897541	0,143718440461328	10,4821460836566	168,823289058024
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	
9002855,34571028	0,0704150323409126	1,34939312897541	0,143718440461328	10,4821460844123	350,91473514096	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
124,429817698352	460	55,6176195273574	68,8121981709942	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	4883,30559536027	6004,02412184773

**A.5 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o semieixo maior que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $80^\circ$ .**

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.29</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10	
	<b>EK da órbita final</b>						
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$a^*$		8778385		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>	
	$\Delta v1$		169,91613172337				
	$\Delta v2$		363,062491719497				8378100+400270
	$\Delta vT$		532,97862344287				8378100+400310
	$\varphi$		80,1264119183346		t	1800	
	<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$	
	8370909,41677267	0,0479699760861908	1,13062518084234	0,143305495748049	93,7783332174843	186,70330034444	
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$		

	8370909,41677266	0,0479699760861905	1,13062518084202	0,14330549574805	93,7783332174849	271,720156094526
--	------------------	--------------------	------------------	------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
122,195308650408	460	38,3850095283942	83,8102991220138	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	3398,32263446739	7261,24983438995

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.30</b>	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10	
	EK da órbita final						
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$a^*$		10652688		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>	
	$\Delta v1$		750,749361641758				
	$\Delta v2$		1572,23381672225				8378100+2274570
	$\Delta vT$		2322,98317836401				8378100+2274610
	$\varphi$		80,1264119183346		t	2300	
	EK da órbita de transferência						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1	
	8704056,81202553	0,224909105353523	1,13062518084202	0,143305495748052	93,4814765550258	189,835001705337	
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2		

	8704056,81202552	0,224909105353523	1,13062518084234	0,14330549574805	93,4814765550259	292,290851062707
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
598,056365063937	460	181,074303826043	416,982061237895	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	15014,9872328352	31444,6763344448

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.31</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		12431904		Intervalo de varredura do semieixo maior	
	$\Delta v1$		1095,95224796009		Passo	
	$\Delta v2$		2386,10435871099			
	$\Delta vT$		3482,05660667108			
	$\varphi$		80,1264119183346		t	2800
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	9289661,350868	0,341350532481697	1,13062518084234	0,14330549574805	93,4281527795066	192,315789395835
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2	

	9289661,35086799	0,341350532481698	1,13062518084234	0,14330549574805	93,4281527795066	305,438474568452
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
972,145766822248	460	275,002654400556	697,143112421692	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	21919,0449592018	47722,0871742198

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.32</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		14136405		Intervalo de varredura do semieixo maior	
	$\Delta v1$		1318,39481543114		Passo	
	$\Delta v2$		2970,12673846625			
	$\Delta vT$		4288,5215538974			
	$\varphi$		80,1264119183346		t	3300
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	9962136,86914028	0,424347529599236	1,13062518084202	0,143305495748053	93,3866978755106	194,493936337808
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2

	9962136,86914028	0,424347529599236	1,13062518084234	0,14330549574805	93,3866978755106	314,547949192824
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1271,17025188059	460	339,449669040171	931,720582840422	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	26367,8963086228	59402,5347693251

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.33</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		15779331		Intervalo de varredura do semieixo maior	
	$\Delta v1$		1469,66283354404		Passo	
	$\Delta v2$		3411,52305507153			
	$\Delta vT$		4881,18588861556			
	$\varphi$		80,1264119183346		t	3800
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	10667807,8431951	0,486808557461246	1,13062518084234	0,143305495748051	93,3533813744085	196,439984884153
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2

	10667807,8431951	0,486808557461246	1,13062518084202	0,14330549574805	93,3533813744085	321,19623654071
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	------------------	-----------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1515,4182326236	460	385,126668953136	1130,29156367047	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	29393,2566708807	68230,4611014305

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.34</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		17370030		Intervalo de varredura do semieixo maior	
	$\Delta v1$		1576,46871922122		Passo	
	$\Delta v2$		3758,09055140217			
	$\Delta vT$		5334,55927062338			
	$\varphi$		80,1264119183346		t	4300
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	11385046,0420653	0,535699640991963	1,13062518084266	0,143305495748053	93,327150825938	198,199621860737
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2	

	11385046,0420653	0,535699640991963	1,13062518084266	0,14330549574805	93,327150825938	326,243189472868
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	-----------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1718,71786410698	460	418,312925614594	1300,40493849238	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	31529,3743844244	75161,8110280433

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.35</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		18915499		Intervalo de varredura do semieixo maior	
	$\Delta v1$		1653,92712909597		Passo	
	$\Delta v2$		4038,23552276572		8378100+10537390	
	$\Delta vT$		5692,16265186169		8378100+10537410	
	$\varphi$		80,1264119183346		t	4800
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	12103987,4215217	0,575124931309803	1,13062518084234	0,143305495748049	93,3070178518838	199,805578921439
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2

	12103987,4215217	0,575124931309803	1,13062518084234	0,14330549574805	93,3070178518838	330,194304135466
--	------------------	-------------------	------------------	------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1890,67047880296	460	442,876792145845	1447,79368665711	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	33078,5425819194	80764,7104553143

**A.6 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o semieixo maior que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $140^\circ$ .**

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.36	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$a^*$		4709745		Intervalo de varredura do semieixo maior	Passo
	$\Delta v_1$		1405,40033632988			
	$\Delta v_2$		1924,65588446528			
	$\Delta v_T$		3330,05622079516		8378100-3668300	1

	$\varphi$	140,231426548122			$t$	1800
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	7019625,57728269	0,329480266945948	1,13451675785034	0,1433142325142	219,811257397346	359,980883138565
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	7019625,57728268	0,329480266945947	1,13451675785034	0,1433142325142	219,811257397346	110,692471356642

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
897,656235560644	460	365,53463441062	532,121601150024	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	$T$	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	28108,0067265976	38493,1176893056

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.37</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310	
	<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$a^*$		6293996			<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		620,829950981963				
$\Delta v2$		877,744754113759					
					8378100-2084200	1	

	$\Delta v_T$	1498,57470509572	8378100-2084000			
	$\varphi$	140,231426548122	t		2300	
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	7510604,63500467	0,162539160153175	1,13451675785066	0,143314232514199	218,489203016683	0,911192531192695
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	7510604,63500468	0,162539160153177	1,13451675785066	0,143314232514199	218,489203016683	128,733596798985

<b>Dados do propelente</b>				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
362,340648430521	460	147,544227651038	214,796420779483	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	12416,5990196392	17554,8950822752

<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.38</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>a*</b>		7862870		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>	
<b><math>\Delta v_1</math></b>		126,046966360206				

	<b><math>\Delta v_2</math></b>		225,990296218228	8378100-515500	1	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		352,037262578434	8378100-515100		
	<b><math>\varphi</math></b>		140,231426548122	<b>t</b>	2800	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8153838,04236651	0,0362890266227453	1,13451675785066	0,143314232514201	219,380092588315	0,36339408764804
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8153838,0423665	0,0362890266227451	1,13451675785066	0,143314232514199	219,380092588315	137,927904689925

<b>Dados do propelente</b>				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
79,7089484490621	460	28,335845446342	51,37310300272	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	2520,93932720412	4519,80592436455

<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.39</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>a^*</math></b>		9385649		<b>Intervalo de varredura do</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>		208,448379212634			

			<b>semieixo maior</b>			
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	334,531516986174	8378100+1007540		1	
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	542,979896198808	8378100+1007560			
	<b><math>\varphi</math></b>	140,231426548122	<b>t</b>		3300	
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8832324,60672569	0,0621210542807939	1,13451675785066	0,1433142325142	36,17656319905	184,062508090238
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8832324,60672569	0,0621210542807938	1,13451675785066	0,143314232514199	36,1765631990499	327,873772437765

<b>Dados do propelente</b>					
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	124,269790429017	460	47,2926165557883	76,9771738732283	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>					
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	4168,96758425267	6690,63033972349

<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.40</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>a*</b>		10891116		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>	

	<b><math>\Delta v_1</math></b>	450,68607690982			<b>varredura do semieixo maior</b>	
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	683,383693055165			8378100+2512900	1
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	1134,06976996499			8378100+2514000	
	<b><math>\varphi</math></b>	140,231426548122			<b>t</b>	3800
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	9536266,37155085	0,141855803770849	1,13451675785066	0,143314232514198	35,6110332912634	185,477875708962
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	9536266,37155085	0,141855803770849	1,13451675785034	0,143314232514199	35,6110332912634	333,085072929108

<b>Dados do propelente</b>				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
268,636045686179	460	105,068239943532	163,567805742647	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	9013,72153819641	13667,6738611033

<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.41</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	

	<b>a*</b>		12363755		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>		631,602164257766			
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		963,259099541458		8378100+3985600	1
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		1594,86126379922		8378100+3985700	
	<b><math>\varphi</math></b>		140,231426548122		<b>t</b>	4300
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	10240632,8960075	0,207576458083503	1,13451675785066	0,143314232514207	35,1924800551524	186,821611702159
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	10240632,8960075	0,207576458083502	1,13451675785066	0,143314232514199	35,1924800551526	336,91783205431

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b>m<sub>T</sub></b>	<b>I<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
	388,332316128475	460	150,287792186075	238,0445239424	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	12632,0432851553	19265,1819908292

<b>Man.42</b>	<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>					
	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>

8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>a*</b>		13806234		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
<b><math>\Delta v_1</math></b>		770,899874280676			
<b><math>\Delta v_2</math></b>		1189,68946939938		8378100+5428000	1
<b><math>\Delta v_T</math></b>		1960,58934368006		8378100+5428200	
<b><math>\varphi</math></b>		140,231426548122		<b>t</b>	4800
<b>EK da órbita de transferência</b>					
<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
10940645,7021781	0,262791734274452	1,13451675785066	0,143314232514201	34,8456426776724	188,13334408717
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
10940645,7021781	0,262791734274451	1,13451675785066	0,143314232514199	34,8456426776725	339,862242073021

<b>Dados do propelente</b>				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
488,135570629951	460	186,361870087468	301,773700542482	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	15417,9974856135	23793,7893879876

<b>Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>						
<b>Man.43</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	10

EK da órbita final					
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
a*		15759942		Intervalo de varredura do semieixo maior	Passo
$\Delta v_1$		1468,14994966727			
$\Delta v_2$		3406,85974414886		8378100+7381700	1
$\Delta v_T$		4875,00969381613		8378100+7381900	
$\varphi$		80,126411918335		t	3794
EK da órbita de transferência					
a <sub>0</sub>	e <sub>0</sub>	i <sub>0</sub>	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
10659244,1699096	0,486149808138998	1,13062518084234	0,143305495748049	93,3537326822056	196,417824609206
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2
10659244,1699096	0,486149808138998	1,13062518084234	0,14330549574805	93,3537326822056	321,127229869716

Dados do propelente				
m <sub>T</sub>	I <sub>sp</sub>	m <sub>p1ST</sub>	m <sub>p2ND</sub>	m <sub>f</sub>
1512,75272062048	460	384,662213116871	1128,09050750361	1000

Dados do sistema propulsivo				
m <sub>f</sub>	T	a <sub>s</sub>	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	29362,9989933454	68137,1948829772

Varredura do parâmetro semieixo maior para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .					
Man.44	EK da órbita inicial				
	a <sub>0</sub>	e <sub>0</sub>	i <sub>0</sub>	$\Omega_0$	$\omega_0$

xxxxxxxxxxxxxxxx	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	310
<b>EK da órbita final</b>					
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>a*</b>		10873252		<b>Intervalo de varredura do semieixo maior</b>	<b>Passo</b>
<b><math>\Delta v_1</math></b>		448,192946002277			
<b><math>\Delta v_2</math></b>		679,62936610211			
<b><math>\Delta v_T</math></b>		1127,82231210439		8378100+2495100	1
<b><math>\varphi</math></b>		140,231426548122		8378100+2495200	3794
<b>EK da órbita de transferência</b>					
<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
9527803,90952317	0,140990562407854	1,13451675785066	0,143314232514207	35,6165989595379	185,461592992772
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
9527803,90952317	0,140990562407854	1,13451675785066	0,143314232514199	35,6165989595378	333,032113270712

<b>Dados do propelente</b>				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>I<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
267,057497003417	460	104,45766871364	162,599828289777	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	8963,85892004555	13592,5873220422

**A.7 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a excentricidade que produz o menor  $\Delta v_T$  considerando ângulo de transferência ( $\varphi$ ) igual a  $180^\circ$ .**

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.45</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>e^*</math></b>		0,000099		<b>Intervalo de varredura da excentricidade</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>		1,61431454200445			
	<b><math>\Delta v2</math></b>		4,87091570769692		0,000974402263052232- 0,000874402263052232	0,00000001
	<b><math>\Delta vT</math></b>		6,48523024970137		0,000974402263052232- 0,000674402263052232	
	<b><math>\varphi</math></b>		179,157309319011		<b>t</b>	3795
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375617,15854154	0,000411565054862783	0,0197417896952797	0,0000000000000000	223,744839938098	317,275712697293
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>	
8375617,15854153	0,000411565053639124	0,0197417896952797	0,0000000000000000	223,744840096139	136,36848136438	

	Dados do propelente
--	---------------------

	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	1,4382786439473	460	0,35792170137339	1,08035694257391	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	32,28629084008890	97,418314153938500

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.46	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	270	271
	EK da órbita final					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$e^*$		0,000574402263052232		Intervalo de varredura da excentricidade	Passo
	$\Delta v1$		1,11020522033725			
	$\Delta v2$		3,31008972542055		0,000974402263052232-0,0001	0,00001
	$\Delta vT$		4,4202949457578			
	$\varphi$		179,211664319565		$t$	3795
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8375597,7925242	0,00059901769095051	0,0197417896952797	360,00000000000000	240,030823534903	300,962247979198
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	
8375597,79252419	0,00059901769006016	0,0197417896952797	0,00000000000000	240,03082367842	120,055637807361	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,980180731734004	460	0,246138114771366	0,734042616962638	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	22,2041044067449	66,201794508411

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.47	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$e^*$		0,000964402263052232		<b>Intervalo de varredura da excentricidade</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1,08404175002631			
	$\Delta v2$		1,0991869346428			
	$\Delta vT$		2,18322868466911		0,000974402263052232-0,00001	0,00001
	$\varphi$		179,2563496670170		0,000974402263052232-0,00009	
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8375596,7148659	0,0009669326405372	0,0197417896952797	360,00000000000000	251,992783986904	289,001524106074

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375596,71486589	0,000966932639916212	0,0197417896952797	0,0000000000000000	251,992784094775	108,047756591657

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	0,484031851488487	460	0,240336844032019	0,243695007456468	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	21,680835000526200	21,983738692856000

<b>Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math>.</b>							
<b>Man.48</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>	
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	270	271	
	<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	<b><math>e^*</math></b>			0,000968402263052232		<b>Intervalo de varredura da excentricidade</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>			1,08847725055275			
	<b><math>\Delta v2</math></b>			1,0945856049897		0,000974402263052232-0,00001	0,00001
	<b><math>\Delta vT</math></b>			2,18306285554243		0,000974402263052232-0,00009	

	$\varphi$	179,2568079819100			$t$	3794
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	8375596,56213465	0,000968818615968375	0,0197417896952797	0,0000000000000000	252,027988789570	288,966087760314
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375596,56213464	0,000968818615446996	0,0197417896952797	0,0000000000000000	252,027988883870	108,012325156848

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,48399507959962	460	0,241320332733830	0,242674746865790	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	$T$	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	21,769545011055000	21,891712099793600

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>Man.49</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	270	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$e^*$		0,000973502263052232			<b>Intervalo de varredura da excentricidade</b>
$\Delta v1$		1,0943641335447				
$\Delta v2$		1,08893855369938			0,000974402263052232-0,00001	0,00001

	$\Delta v_T$	2,18330268724408			0,000974402263052232- 0,00009	
	$\varphi$	179,2573923335050			t	3794
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	8375596,36749043	0,00097122377529186	0,0197417896952797	0,0000000000000000	252,072676931867	288,92110440213
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375596,36749043	0,000971223775606499	0,0197417896952797	0,0000000000000000	252,072676875291	107,967348190584

	Dados do propelente				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,484048257728187	460	0,242625639654603	0,241422618073583	1000

	Dados do sistema propulsivo				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	21,8872826708939	21,7787710739876

**A.8 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar o argumento do perigeu que produz o menor  $\Delta v_T$  e o ângulo de transferência ( $\varphi$ ) gerado.**

	Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.					
<b>Man.50</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$

8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
<b>EK da órbita final</b>					
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b><math>\omega^*</math></b>		8,97921399999999		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
<b><math>\Delta v1</math></b>		6,18898333588992			
<b><math>\Delta v2</math></b>		1,37695738937494		8,9789	0,000001
<b><math>\Delta vT</math></b>		7,56594072526486		8,9794	
<b><math>\varphi</math></b>		80,2782814543871		<b>t</b>	1700
<b>EK da órbita de transferência</b>					
<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
8381433,8346592	0,00103571409950566	0,0197417896952797	0,0000000000000001	292,584022571587	347,309653566504
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8381433,83465919	0,00103571409950535	0,0197417897137413	0,0000000000000000	292,58402257158	67,4521630914622

<b>Dados do propelente</b>				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>I_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
1,67818909642015	460	1,37290164949211	0,305287446928038	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0	123,779666717798	27,5391477874988

Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.51</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\omega^*$		350,079641		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		4,73690662811066			
	$\Delta v2$		1,06349621494625			
	$\Delta vT$		5,80040284305691		350,079489	0,000001
	$\varphi$		99,1778544543871		$t$	2100
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8380681,78128702	0,00102826526676307	0,0197417896952797	0,0000000000000000	287,433536668656	333,586936814625
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	
8380681,78128702	0,00102826526676311	0,0197417896952797	0,0000000000000000	287,433536668646	72,5998335213776	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1,28639972635147	460	1,05061845514687	0,235781271204605	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	$T$	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	94,7381325622132	21,269924298925

Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.52</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>\omega^*</math></b>		316,99908699		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>		2,93352651473117			
	<b><math>\Delta v2</math></b>		0,247554800613703			
	<b><math>\Delta vT</math></b>		3,18108131534487		316,999055	0,000001
	<b><math>\varphi</math></b>		132,258408454387		<b>t</b>	2800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>	
8378685,00752896	0,00098510154298174	0,0197417896952797	360	274,064638994315	313,904207090817	
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>	
8378685,00752896	0,00098510154298187	0,0197417896952797	0,0000000000000000	274,064638994272	85,9685982042403	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,705388036742471	460	0,65050913250797	0,054878904234501	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$

	1000	50	0,05	58,6705302946234	4,95109601227407
--	------	----	------	------------------	------------------

Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.53</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>ω*</b>		302,81563199		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	<b>Δv1</b>		2,27995207639485			
	<b>Δv2</b>		0,144933798186715			
	<b>ΔvT</b>		2,42488587458157		302,81565	0,000001
	<b>φ</b>		146,441863454387		<b>t</b>	3100
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M1</b>
	8377801,22322683	0,000986218053384038	0,0197417896952797	0	267,928038094755	305,867598590993
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>
8377801,22322683	0,000986218053384052	0,0197417896952797	0,0000000000000000	267,928038094699	92,1048829640308	

Dados do propelente				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
0,537671575275622	460	0,505542456626262	0,03212911864936	1000

Dados do sistema propulsivo				

	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	45,599041527897	2,89867596373431

Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.54</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\omega^*$		283,894982		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1,48223679631636			
	$\Delta v2$		0,648252316841109		283,89479	0,000001
	$\Delta vT$		2,13048911315747		283,895	
	$\varphi$		165,362513454387		$t$	3500
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8376578,57057156	0,00101524151974877	0,0197417897137413	0	259,694971118517	295,193695467033
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8376578,57057156	0,00101524151974778	0,0197417896952797	0,0000000000000000	259,694971118578	100,336456830636	

Dados do propelente				
$m_T$	$l_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,472346409089441	460	0,328632949308849	0,143713459780592	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	29,6447359263273	12,9650463368222

Varredura do parâmetro argumento do perigeu para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ com $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.55</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\omega^*$		269,257515		<b>Intervalo do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1138,70720293654			
	$\Delta v2$		1138,70485207734			
	$\Delta vT$		2277,41205501389		269,258	0,000001
	$\varphi$		179,999980456228		$t$	4800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8608957,83463288	0,164104537028054	0,0197417896952797	0	90,3189408959539	71,1137103345074
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8608955,7880784	0,164103832231316	0,0197417896952797	0,00000000001255	90,1873918663796	288,680288709565	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$

574,288033282026	460	287,144352027783	287,143681254243	1000
------------------	-----	------------------	------------------	------

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	22774,1440587309	22774,0970415469

**A.9 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a anomalia média que produz o menor  $\Delta v_T$  e o ângulo de transferência ( $\varphi$ ) gerado.**

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.56	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	
	$M^*$	365,08876039			Intervalo de varredura da anomalia média	Passo
	$\Delta v1$	2,47173691744933				
	$\Delta v2$	2,47167363455319			365,0887	0,00000001
	$\Delta vT$	4,94341055200251			365,0890	
	$\varphi$	85,0471754974843			t	1800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>
	8375604,03528202	0,00133436675403279	0,0197417896768181	360,0000000000000000	257,099193783171	17,952277938308
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	<b>M2</b>	

	8375604,03528202	0,00133436675403262	0,0197417896768181	0,0000000000000000	257,099193783165	102,897664376521
--	------------------	---------------------	--------------------	--------------------	------------------	------------------

Dados do propelente					
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$	
1,09614454659268	460	0,548079291346593	0,548065255246089	1000	

Dados do sistema propulsivo					
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$	
1000	50	0,05	49,4347383489865	49,4334726910638	

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.57	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxxxx
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$M^*$		341,49279937		Intervalo de varredura da anomalia média	
	$\Delta v1$		1,80186495883678		Passo	
	$\Delta v2$		1,80210895980972			
	$\Delta vT$		3,60397391864649			
	$\varphi$		108,688536491336		t	2300
	EK da órbita de transferência					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
	8375602,57373008	0,00122615548020343	0,0197417896952797	0,0000000000000000	255,929542963408	355,538718551634
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2	

	8375602,57373008	0,00122615548020404	0,0197417896952797	0,0000000000000000	255,92954296339	104,080074078005
--	------------------	---------------------	--------------------	--------------------	-----------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,799080524672702	460	0,399513206734037	0,399567317938665	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	36,0372991767356	36,0421791961943

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .							
<b>Man.58</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxxxx	
	<b>EK da órbita final</b>						
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	<b>M*</b>		317,89683968		<b>Intervalo de varredura da anomalia média</b>	<b>Passo</b>	
	<b><math>\Delta v1</math></b>		1,37494271002729				
	<b><math>\Delta v2</math></b>		1,37508972157959				317,89681
	<b><math>\Delta vT</math></b>		2,75003243160688				317,89685
	<b><math>\varphi</math></b>		132,323943142558		<b>t</b>	2800	
	<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$	
	8375601,43024443	0,00114657170552053	0,0197417896952797	0,0000000000000005	254,922426342316	332,95929054334	
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$		

	8375601,43024443	0,00114657170551998	0,0197417896952797	360,0000000000000000	254,922426342338	105,096619983456
--	------------------	---------------------	--------------------	----------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,609714001208905	460	0,304840701039755	0,304873300169151	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	27,4988542005459	27,5017944315918

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
Man.59	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$M^*$		294,30087889		<b>Intervalo de varredura da anomalia média</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1,11975451442496			
	$\Delta v2$		1,11970352284679		294,30088	0,00000001
	$\Delta vT$		2,23945803727175		294,3009	
	$\varphi$		155,946788985751		$t$	3300
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
8375600,60704249	0,00108078247813584	0,0197417896952797	0,000000000000003	253,973777501008	310,319795652189	

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375600,60704249	0,00108078247813568	0,0197417897137413	0,0000000000000000	253,973777500985	106,053099737629

	<b>Dados do propelente</b>				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,496499702215214	460	0,248255504360584	0,24824419785463	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	22,3950902884991	22,3940704569359

<b>Man.60</b>						
Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ .						
<b>EK da órbita inicial</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxxxxxx
<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>M*</b>		270,2576		<b>Intervalo de varredura da anomalia média</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>		624,340204537429			
	<b><math>\Delta v2</math></b>		624,337606207889			
	<b><math>\Delta vT</math></b>		1248,67781074532			
	<b><math>\varphi</math></b>		179,999909572513		<b>t</b>	4300
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8443706,46707353	0,0895307088762908	0,0197417896952797	0,0000000000000017	90,3716093682553	79,5313786580881

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8443705,93691429	0,0895303610362949	0,0197417896952797	0,0000000000000017	90,3054182020876	280,088010135542

	<b>Dados do propelente</b>				
	$m_T$	$l_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	296,874400935659	460	148,437531213105	148,436869722554	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	12486,8040907486	12486,7521241578

## APÊNDICE B – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DAS VARREDURAS IMPLEMENTANDO O ALGORITMO

O algoritmo é implementado e os valores obtidos são apresentados nas tabelas.

**B.1 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a anomalia média que produz o menor  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu otimizado.**

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.						
Man.61	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>M*</b>		351,21735599		<b>Intervalo de varredura do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	<b>Δv1</b>		3,74518705822339			
	<b>Δv2</b>		2,65736215167426			
	<b>ΔvT</b>		6,40254920989764		351,217499	0,000001
<b>φ</b>		85,0505831372723		<b>t</b>	1800	

EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1
8376031,1243176	0,00136221440790288	0,0197417896768181	0	259,556844259023	15,4966492958104
a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M2
8376031,1243176	0,00136221440790249	0,0197417896768181	0,0000000000000000	259,55684425905	100,43553884181

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1,41982116294948	460	0,830569481902854	0,589251681046621	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	74,9037411644677	53,1472430334851

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.						
Man.62	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M <sub>0</sub>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
M*		5,88285910174306			Intervalo de varredura do argumento do perigeu	Passo
$\Delta v_1$		3,12097138175117				

	<b><math>\Delta v_2</math></b>	1,99902343577154	337,062	0,000001		
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	5,11999481752271	337,063			
	<b><math>\varphi</math></b>	99,2314360691597	<b>t</b>	2100		
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8376152,69372093	0,00126178663188351	0,0197417896952797	360	259,386748123771	1,5238166094875
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8376152,69372093	0,00126178663188371	0,0197417897137413	360	259,38674812378	100,61703038587

Dados do propelente				
<b><math>m_T</math></b>	<b><math>l_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
1,13532666495875	460	0,692089388424355	0,443237276534392	1000

Dados do sistema propulsivo				
<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	62,4194276350234	39,9804687154308

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.						
<b>Man.63</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>M*</b>			304,034185		<b>Intervalo de varredura do</b>	<b>Passo</b>
<b><math>\Delta v_1</math></b>			2,07437389378124			

				<b>argumento do perigeu</b>	
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		1,0461655527321	304,03415	0,000001
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		3,12053944651335	304,0342	
	<b><math>\varphi</math></b>		132,309279598329	<b>t</b>	2800
<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>
	8376425,64912431	0,00110696658529541	0,0197417896952797	0	259,599752161782
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>
	8376425,64912431	0,00110696658529532	0,0197417896952797	0	259,599752161805
					<b>M1</b>
					328,303547549198
					<b>M2</b>
					100,421374505727

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>l_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	0,691886891965199	460	0,459948341921423	0,231938550043775	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	41,4874778756249	20,9233110546421

	Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.					
<b>Man.64</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>M*</b>		270,99999855		<b>Intervalo de varredura do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>		1,48222693055434			
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		0,648262180578775		270,99995555	0,000001
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		2,13048911113312		271,99999999	
	<b><math>\varphi</math></b>		165,362514904433		<b>t</b>	3500
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8376578,57861586	0,00101524858693639	0,0197417896768181	0	259,695098962738	295,193567017179
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8376578,57861586	0,00101524858693701	0,0197417896768181	360	259,69509896257	100,33632814312

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
	0,472346408235902	460	0,328630761569748	0,143715646666154	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	29,6445386110868	12,9652436115755

	<b>Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo <math>\Delta v_T</math> a partir do argumento do perigeu otimizado.</b>					
<b>Man.65</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>

8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxx
<b>EK da órbita final</b>					
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>M*</b>		266,280258		<b>Intervalo de varredura do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
<b><math>\Delta v_1</math></b>		1,45080122760902			
<b><math>\Delta v_2</math></b>		0,631219612350302			
<b><math>\Delta v_T</math></b>		2,08202083995932			
<b><math>\varphi</math></b>		170,082026055944		<b>t</b>	3600
<b>EK da órbita de transferência</b>					
<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
8376583,9281373	0,00100470799355506	0,0197417896952797	0	259,622478426999	290,549200275898
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
8376583,9281373	0,00100470799355532	0,0197417896952797	360	259,622478426914	100,410163288251

<b>Dados do propelente</b>				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
0,461599268610335	460	0,321662116435917	0,139937152174419	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	29,0160245521803	12,624392247006

**Man.66** Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu otimizado.

EK da órbita inicial					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
EK da órbita final					
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
$M^*$		256,840347		Intervalo de varredura do argumento do perigeu	Passo
$\Delta v_1$		1,43822809098697			
$\Delta v_2$		0,627553478859204			
$\Delta v_T$		2,06578156984618		256,84033	0,000001
$\varphi$		179,51921874514		256,84037	3800
EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_{10}$
8376580,69088862	0,000984290155452396	0,0197417896952797	0	259,381128422441	281,356114590287
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M_2$
8376580,69088862	0,00098429015566663	0,0197417896952797	0	259,381128345627	100,653901784764

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,457998377231927	460	0,318874038784944	0,139124338446983	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	$T$	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	28,7645618197394	12,5510695771841

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu otimizado.

EK da órbita inicial					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
EK da órbita final					
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
$M^*$		261,560373		Intervalo de varredura do argumento do perigeu	Passo
$\Delta v_1$		1,43603943112519			
$\Delta v_2$		0,624308833066818			
$\Delta v_T$		2,060348264192		261,56033	0,000001
$\varphi$		174,800926208224		261,56040	3700
EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1_0$
8376584,63631305	0,000994429147871263	0,0197417897137413	360	259,518604390748	285,935932513224
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8376584,63631305	0,00099442914784946	0,0197417897137413	360	259,518604395952	100,515233464978

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,456793679699086	460	0,31838870693468	0,138404972764405	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	$T$	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$

	1000	50	0,05	28,7207886225037	12,4861766613364
--	------	----	------	------------------	------------------

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.						
Man.68	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>M*</b>		256,3593729		<b>Intervalo de varredura do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	<b>Δv1</b>		623,249837676101			
	<b>Δv2</b>		623,440613691494			
	<b>ΔvT</b>		1246,69045136759		256,35936	0,000001
	<b>φ</b>		179,999974500881		256,35943	4300
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M1<sub>0</sub></b>
	8442950,32034208	0,0893970243758102	0,0197417896952797	360	90,1798641498862	79,7359385362913
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>	
8442951,14058802	0,0893975634073567	0,0197417896952797	360	90,3475864661224	280,03116079781	

Dados do propelente				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>I<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
296,368509240361	460	148,159975802879	148,208533437482	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	12464,996753522	12468,8122738299

Varredura do parâmetro anomalia média para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu otimizado.						
Man.69	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	283,894982	xxxxxxxxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$M^*$		256,3593729		<b>Intervalo de varredura do argumento do perigeu</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1137,61926084722			
	$\Delta v2$		1137,80996370523			
	$\Delta vT$		2275,42922455244			
	$\varphi$		179,999974500881		$t$	4800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1_0$
	8606846,61570551	0,163957945786026	0,0197417896952797	360	90,1644026505598	71,2785417786343
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$
8606847,46807393	0,163958239679806	0,0197417896952797	360	90,2558524811643	288,598080886039	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$

573,722332573729	460	286,833965525308	286,888367048421	1000
------------------	-----	------------------	------------------	------

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	22752,3852169443	22756,1992741045

**B.2 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a excentricidade que produz o menor  $\Delta v_T$  a partir do argumento do perigeu e da anomalia média otimizados.**

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu e anomalia média otimizados.					
Man.70	<b>EK da órbita inicial</b>				
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	283,894982
	<b>EK da órbita final</b>				
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270
	$e^*$	0,000966402263052232			<b>Intervalo de varredura do tempo</b>
	$\Delta v1$	1,43264690678657			
	$\Delta v2$	0,62686471969174			1
	$\Delta vT$	2,05951162647831			
	$\varphi$	174,800019727453			
	<b>EK da órbita de transferência</b>				
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$
	8376577,78175622	0,000989801371874781	0,0197417896768181	0	259,42067833237
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	
				<b>M2</b>	

	8376577,78175622	0,000989801371868481	0,0197417896768181	0,0000000000000000	259,420678333275	100,613716657808
--	------------------	----------------------	--------------------	--------------------	------------------	------------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,456608055126706	460	0,317636420512635	0,138971634614071	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	28,6529381357315	12,5372943938348

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu e anomalia média otimizados.						
<b>Man.71</b>	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	283,894982	261,560373
	EK da órbita final					
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$e^*$		0,000967402263052232		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		1,4330548321728			
	$\Delta v2$		0,626446955099524		2000	1
	$\Delta vT$		2,05950178727232		4000	
	$\varphi$		174,800133037696		<b>Dt*</b>	3700
	EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1_0$	

	8376578,63855986	0,000990379683133673	0,0197417896952797	360	259,432969158576	286,021867732427
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>
	8376578,63855986	0,000990379683134147	0,0197417896952797	0,0000000000000000	259,432969158235	100,601356191748

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,456605889854744	460	0,317726877233637	0,138879012621107	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	28,661096643456	12,5289391019905

Varredura do parâmetro excentricidade para encontrar o valor de mínimo $\Delta v_T$ a partir do argumento do perigeu e anomalia média otimizados.						
Man.72	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	xxxxxxxxxxxxxxxxxxxx	0,0197417896929434	0	283,894982	261,560373
	EK da órbita final					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b>e*</b>		0,000968402263052232		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b>Δv1</b>		1,4334673771427			
	<b>Δv2</b>		0,626057174619748		2000	1
	<b>ΔvT</b>		2,05952455176245		4000	
	<b>φ</b>		174,800246347897		<b>Dt*</b>	3700
	EK da órbita de transferência					
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1_0$	

	8376579,49536803	0,000990958040478065	0,0197417896952797	0	259,445245631825	286,009548403637
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8376579,49536803	0,000990958040484363	0,0197417896952797	0,0000000000000000	259,445245630273	100,589010078573

	Dados do propelente				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,456610953301295	460	0,317818358347433	0,138792594953863	1000

	Dados do sistema propulsivo				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	28,669347542854	12,521143492395

**APÊNDICE C – TABELAS GERADAS DURANTE O DESENVOLVIMENTO DA CONTRAPROVA DO ALGORITMO.**

A contraprova algoritmo é implementada com o intuito de verificar se existe alguma outra solução melhor que a encontrada pelo algoritmo.

**C.1 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a contraprova do algoritmo partindo da excentricidade para o argumento do perigeu.**

Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e $\varphi \neq 180$ graus.							
<b>Man.73</b>	<b>EK da órbita inicial</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M<sub>0</sub></b>	
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxx	271	
	<b>EK da órbita final</b>						
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	<b>ω*</b>		364,253875		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>	
	<b>Δv1</b>		5,75259267693223				
	<b>Δv2</b>		1,3163095320682				364,25387
	<b>ΔvT</b>		7,06890220900043				364,25388
	<b>φ</b>		85,0029329819102		<b>Dt*</b>	1800	
	<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b>Ω<sub>0</sub></b>	<b>ω<sub>0</sub></b>	<b>M1</b>	
	8381294,34311436	0,00103592609346538	0,0197417896952797	0	291,586400154552	343,590096433934	
<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>		
8381294,34311436	0,00103592609346562	0,0197417896952797	360,0000000000000000	291,586400154527	68,448989666109		

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1,56787456145446	460	1,27603541081966	0,291839150634798	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	115,051853538645	26,326190641364

Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e $\phi \neq 180$ graus.						
<b>Man.74</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\omega^*$		340,6283959		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		4,11994955842761			
	$\Delta v2$		0,849857180385357			
	$\Delta vT$		4,96980673881297		340,629	0,000001
	$\phi$		108,62841198191		<b>Dt*</b>	2300
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8380155,14219147	0,00101618996765671	0,0197417896952797	0	283,965579147011	327,614298487833
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	
8380155,14219147	0,00101618996765654	0,0197417896952797	360,00000000000000	283,965579147016	76,0672174352485	

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
1,10213065510711	460	0,913718455330947	0,188412199776167	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	82,3989911685523	16,9971436077071

Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e $\varphi \neq 180$ graus.						
<b>Man.75</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M$
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	$\omega^*$		316,998462		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	$\Delta v1$		2,90917167475373			
	$\Delta v2$		0,246528419753879			
	$\Delta vT$		3,1557000945076		316,9987	0,000001
	$\varphi$		132,25834598191		<b>Dt*</b>	2800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M1$
	8378683,99862215	0,000984697009250485	0,0197417896952797	0	274,059274625083	313,909593120375
$a$	$e$	$i$	$\Omega$	$\omega$	$M2$	

	8378683,99862215	0,000984697009250376	0,0197417896952797	0,0000000000000000	274,059274625067	85,974008087283
--	------------------	----------------------	--------------------	--------------------	------------------	-----------------

Dados do propelente				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,699758074144574	460	0,645106708200283	0,0546513659442915	1000

Dados do sistema propulsivo				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	58,183433495075	4,930568395078

Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e $\varphi \neq 180$ graus.							
Man.76	EK da órbita inicial						
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$	
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxx	271	
	EK da órbita final						
	a	e	i	$\Omega$	$\omega$	M	
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	
	$\omega^*$		293,355077		Intervalo de varredura do tempo	Passo	
	$\Delta v_1$		1,83684690354604				
	$\Delta v_2$		0,396845927700916				293,355
	$\Delta v_T$		2,23369283124695				293,3553
	$\varphi$		155,90173098191		Dt*	3300	
	EK da órbita de transferência						
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	M1		
8377211,71231935	0,00100252977691331	0,0197417896768181	0	263,929286370049	300,41397001636		

	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8377211,71231934	0,00100252977691334	0,0197417896768181	360,0000000000000000	263,929286370026	96,1023503205605

	<b>Dados do propelente</b>				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,4952468483439	460	0,307271054743807	0,187975793600093	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	36,7369380709207	7,93691855401832

<b>Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e <math>\varphi \neq 180</math> graus.</b>						
<b>Man.77</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	xxxxxxxxxxxx	271
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
	<b><math>\omega^*</math></b>		269,704243		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>		1,06514610650636			
	<b><math>\Delta v_2</math></b>		2,87412324475229		269,91423	0,000001
	<b><math>\Delta v_T</math></b>		3,06514610650636		269,9143	
	<b><math>\varphi</math></b>		179,552566981911		<b>Dt*</b>	3800
<b>EK da órbita de transferência</b>						
$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	<b>M1</b>	

	8375579,25022841	0,00101876504204896	0,0197417896952797	360	252,817184553097	287,887253643882
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M2</b>
	8375579,25022842	0,00101876504305759	0,0197417897137413	0,0000000000000000	252,817184372527	107,217198979396

	Dados do propelente				
	$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
	0,705388036742471	460	0,45050913250797	0,254878904234501	1000

	Dados do sistema propulsivo				
	$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
	1000	50	0,05	58,6705302946234	4,95109601227407

**C.2 Tabelas geradas durante a varredura da busca para determinar a contraprova do algoritmo partindo da excentricidade para a anomalia média.**

Busca da anomalia média que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e $\varphi \neq 180$ graus.						
Man.78	EK da órbita inicial					
	$a_0$	$e_0$	$i_0$	$\Omega_0$	$\omega_0$	$M_0$
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxx
	EK da órbita final					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b>Ω</b>	<b>ω</b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>M*</b>		365,089325		Intervalo de varredura do tempo	Passo	
<b>Δv1</b>		2,46534289005401				

	<b><math>\Delta v_2</math></b>	2,44051305664989	365,089295	0,000001		
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	4,9058559467039	365,0895			
	<b><math>\varphi</math></b>	85,0466709295999	<b><math>Dt^*</math></b>	1800		
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375616,54918942	0,00132952082977325	0,0197417896952797	0	257,117445492857	17,9347469089096
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375616,54918942	0,00132952082977327	0,0197417896952797	0,0000000000000000	257,117445492839	102,879942973387

<b>Dados do propelente</b>					
	<b><math>m_T</math></b>	<b><math>l_{sp}</math></b>	<b><math>m_{p1ST}</math></b>	<b><math>m_{p2ND}</math></b>	<b><math>m_f</math></b>
	1,08781498729016	460	0,546661101703094	0,541153885587065	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>					
	<b><math>m_f</math></b>	<b>T</b>	<b><math>a_s</math></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	49,3068578010802	48,810261132998

<b>Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e <math>\varphi \neq 180</math> graus.</b>						
<b>Man.79</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b><math>M_0</math></b>
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
	8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574
<b>M*</b>		341,4932649		<b>Intervalo de</b>	<b>Passo</b>	

	<b><math>\Delta v_1</math></b>	1,79350664359582	<b>varredura do tempo</b>			
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	1,7766017491256	341,493245	0,000001		
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	3,57010839272142	341,49327			
	<b><math>\varphi</math></b>	108,687851257324	<b>Dt*</b>	2300		
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375614,52321274	0,00122191388782341	0,0197417896768181	0	255,94864833355	355,52030542187
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375614,52321274	0,00122191388782329	0,0197417896768181	0,0000000000000000	255,948648333559	104,061428664495

<b>Dados do propelente</b>				
$m_T$	$I_{sp}$	$m_{p1ST}$	$m_{p2ND}$	$m_f$
0,791570308256828	460	0,397659615451129	0,393910692805699	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
$m_f$	T	$a_s$	$\Delta t_{1ST}$	$\Delta t_{2ND}$
1000	50	0,05	35,8701328719164	35,532034982512

<b>Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e <math>\varphi \neq 180</math> graus.</b>						
<b>Man.80</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b><math>a_0</math></b>	<b><math>e_0</math></b>	<b><math>i_0</math></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	

	<b>M*</b>		317,897173		<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v1</math></b>		1,36643847766122			
	<b><math>\Delta v2</math></b>		1,35634306425971		317,89716	0,000001
	<b><math>\Delta vT</math></b>		2,72278154192093		317,89717	
	<b><math>\varphi</math></b>		132,323147532694		<b>Dt*</b>	2800
	<b>EK da órbita de transferência</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375610,77122023	0,00114291429160657	0,0197417896952797	0	254,930890499752	332,951446956244
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375610,77122023	0,00114291429160724	0,0197417896952797	0,0000000000000000	254,930890499713	105,088555345455

<b>Dados do propelente</b>				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
0,603671253263327	460	0,302954928786736	0,300716324476591	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	27,3287695532244	27,1268612851942

<b>Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e <math>\varphi \neq 180</math> graus.</b>						
<b>Man.81</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	

	<b>M*</b>	294,301053			<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>	1,11409141308044				
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	1,10941100492866			294,3009	0,000001
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	2,2235024180091			294,3015	
	<b><math>\varphi</math></b>	155,945987481132			<b>Dt*</b>	3300
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8375605,78914287	0,0010776064902934	0,0197417896952797	0	253,959427354285	310,334648624513
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8375605,78914287	0,00107760649029266	0,0197417896952797	0,0000000000000000	253,959427354348	106,067808178441

<b>Dados do propelente</b>				
<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
0,492961821306981	460	0,226999809763171	0,26596201154381	1000

<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
1000	50	0,05	22,2818282616089	22,1882200985731

<b>Busca do argumento do perigeu que gera o menor DV para manobra de transferência com tempo fixo e <math>\varphi \neq 180</math> graus.</b>						
<b>Man.82</b>	<b>EK da órbita inicial</b>					
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M<sub>0</sub></b>
	8378100-5000	0,000968402263052232	0,0197417896929434	0	270	xxxxxxxxxx
	<b>EK da órbita final</b>					
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M</b>
8378100	0,000974402263052232	0,0197417896929434	0	270	90,0341937807574	

	<b>M*</b>	270,704925			<b>Intervalo de varredura do tempo</b>	<b>Passo</b>
	<b><math>\Delta v_1</math></b>	1,08462012708278				
	<b><math>\Delta v_2</math></b>	2,97412524475249			270,704915	0,000001
	<b><math>\Delta v_T</math></b>	3,16572610810650			270,70497	
	<b><math>\varphi</math></b>	179,551915793564			<b>Dt*</b>	3800
<b>EK da órbita de transferência</b>						
	<b>a<sub>0</sub></b>	<b>e<sub>0</sub></b>	<b>i<sub>0</sub></b>	<b><math>\Omega_0</math></b>	<b><math>\omega_0</math></b>	<b>M1</b>
	8378685,00752896	0,00098510154298174	0,0197417896952797	360	274,064638994315	313,904207090817
	<b>a</b>	<b>e</b>	<b>i</b>	<b><math>\Omega</math></b>	<b><math>\omega</math></b>	<b>M2</b>
	8378685,00752896	0,00098510154298187	0,0197417896952797	0,0000000000000000	274,064638994272	85,9685982042403

	<b>Dados do propelente</b>				
	<b>m<sub>T</sub></b>	<b>l<sub>sp</sub></b>	<b>m<sub>p1ST</sub></b>	<b>m<sub>p2ND</sub></b>	<b>m<sub>f</sub></b>
	0,695388036742471	460	0,44050913250797	0,254878904234501	1000

	<b>Dados do sistema propulsivo</b>				
	<b>m<sub>f</sub></b>	<b>T</b>	<b>a<sub>s</sub></b>	<b><math>\Delta t_{1ST}</math></b>	<b><math>\Delta t_{2ND}</math></b>
	1000	50	0,05	58,6705302946234	4,95109601227407