



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/02.07.17.16-TDI

BUSCA DE ÓRBITAS EM TORNO DE SISTEMAS COM BAIXA RAZÃO DE MASSA

Marina Pires de Oliveira Cavalca

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Vivian Martins Gomes, e Jorge Kennety Silva Formiga, aprovada em 16 de fevereiro de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NB5JB8>>

INPE
São José dos Campos
2017

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@inpe.br

**COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO
DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):****Presidente:**

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

Membros:

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/02.07.17.16-TDI

BUSCA DE ÓRBITAS EM TORNO DE SISTEMAS COM BAIXA RAZÃO DE MASSA

Marina Pires de Oliveira Cavalca

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Vivian Martins Gomes, e Jorge Kennety Silva Formiga, aprovada em 16 de fevereiro de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NB5JB8>>

INPE
São José dos Campos
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Cavalca, Marina Pires de Oliveira.

C314b Busca de órbitas em torno de sistemas com baixa razão de massa / Marina Pires de Oliveira Cavalca. – São José dos Campos : INPE, 2017.

xxiv + 83 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/02.07.17.16-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2017.

Orientadores : Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Vivian Martins Gomes, e Jorge Kennety Silva Formiga.

1. Astrodinâmica. 2. Problema restrito de três corpos. 3. Quasi satellite orbits. 4. Pressão de radiação solar. 5. Trajetórias espaciais. I.Título.

CDU 629.78:521.1



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/).

Aluno (a): **Marina Pires de Oliveira Cavalca**
"BUSCA DE ÓRBITAS EM TORNO DE SISTEMAS COM BAIXA RAZÃO DE MASSA"

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em
**Engenharia e Tecnologia Especial/Mecânica
Especial e Controle**

Dr. Rodolpho Vilhena de Moraes



Presidente / UNIFESP / São José dos Campos - SP

Dr. Antonio Fernando Bertachini de
Almeida Prado



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dra. Vivian Martins Gomes



Orientador(a) / UNESP/FEG / Guaratinguetá - SP

Dr. Jorge Kennety Silva Formiga



Orientador(a) / UNESP / São José dos Campos - SP

Dr. Dlogo Merguizo Sanchez



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Denilson Paulo Souza dos Santos



Convidado(a) / UNESP / São João da Boa Vista - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

São José dos Campos, 16 de fevereiro de 2017

“I Still Haven’t Found What I’m Looking For”.

U2

“The Joshua Tree”, 1987

*A minhas avós **Cida** e **Lourdes** e a minha irmã **Isabel***

AGRADECIMENTOS

A minha família, em particular, a meu pai Celso Alberto, a minha irmã Isabel, e aos meus avós Lourdes e Celso por sempre me incentivarem a ir em busca dos meus sonhos.

Ao meu namorado, Pedro Henrique, pelo encorajamento e apoio.

Aos meus orientadores Drs. Antônio F. Bertachini de A. Prado, Dr. Jorge Kennety S. Formiga e Vivian M. Gomes por acreditarem em minha capacidade, pelo incentivo e dedicação.

Aos meus amigos, em especial à Paola, pelo apoio e amizade que permanecem desde o ensino médio.

Aos colegas e amigos da pós-graduação, pelos conselhos e ajuda nos meus estudos e pesquisa, em especial ao José.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) pelo suporte financeiro.

Aos funcionários do INPE.

RESUMO

Nas últimas décadas, houve um crescente interesse em missões a Marte e a "pequenos corpos". Como interessantes exemplos de pequenos corpos têm-se as luas de Marte, Fobos e Deimos, o asteroide Pallas, um dos maiores asteroides do Sistema Solar e o asteroide triplo 2001SN₂₆₃, possível alvo da primeira missão brasileira de exploração em espaço profundo. Neste trabalho, propõe-se fazer uma investigação numérica em busca de órbitas naturais que possam ser utilizadas por um veículo espacial para explorar as luas de Marte, a provável lua de Pallas e os corpos Beta e Gama do asteroide triplo 2001SN₂₆₃. No entanto, em alguns sistemas, as luas podem não ter massa suficiente para manter órbitas a sua volta, mesmo as muito perturbadas. A esfera de influência desses corpos se encontra abaixo ou logo acima de sua superfície. Isso ocorre com as luas de Marte e com a lua de Pallas. Órbitas em torno dessas luas usando dispositivos de controle podem exigir grande consumo de combustível, que é um grande problema para a maioria das missões. Para resolver esta questão é possível usar algumas órbitas especiais que existem no modelo do problema restrito de três corpos, que são chamadas de "Quasi-Satellite Orbits" (QSO). Elas são dominadas pela gravidade do corpo de maior massa do sistema, mas usam a pequena perturbação da lua para manter o veículo espacial por perto. Deste modo, este estudo utiliza-se deste tipo de órbita para observar as luas marcianas, Fobos e Deimos, e também a provável lua de Pallas. Os resultados apresentaram órbitas que são capazes de fazer com que o veículo espacial permaneça a distâncias da ordem de 25-200 km das luas de Marte, e de 20-100 km da lua de Pallas, por um intervalo de tempo de 30 dias. Já o asteroide triplo 2001SN₂₆₃, apresenta corpos com massas suficientes para permitir órbitas ao redor de suas luas. Estas órbitas também podem ser estudadas pelo problema de três corpos. Os resultados apresentaram órbitas capazes de manter o veículo espacial a distâncias de 500 m das luas por um intervalo de tempo de 30 dias. Para selecionar as órbitas mais interessantes em cada sistema, utiliza-se um novo critério, que é o da minimização da distância média do veículo espacial-lua para um dado tempo. Cada trajetória pode ser identificada pelas condições iniciais do veículo espacial em relação à lua, sua posição inicial e a velocidade. Para a dinâmica, além do problema restrito de três corpos, também é considerada a influência da pressão da radiação solar, que é dependente da posição angular inicial do Sol. Alguns sistemas, podem ser sensíveis a este fator ou os veículos espaciais podem ter valores altos para a relação área-massa. Por fim, várias famílias de órbitas foram encontradas para as luas de cada sistema, com características particulares, como: maiores ou menores variações na distância entre o veículo espacial e a lua, distribuição espacial regular ou concentrações em determinadas regiões do espaço, mudanças de padrões entre outros.

Palavras-chave: Astrodinâmica. Problema Restrito de Três Corpos. Quasi Satellite Orbits. Pressão de Radiação Solar. Trajetórias Espaciais.

SEARCHING FOR ORBITS AROUND SYSTEMS WITH LOW MASS RATIO

ABSTRACT

In recent decades, there has been a growing interest in missions to Mars and to "small bodies". Interesting examples of small bodies are the moons of Mars, Phobos and Deimos; the asteroid Pallas, one of the largest asteroids in the Solar System; and the triple asteroid 2001SN₂₆₃, the possible target of the first Brazilian deep space exploration mission. In this work, it is proposed to perform a numerical investigation of natural orbits that can be used by a spacecraft to investigate the moons of Mars, the possible moon of Pallas, and Beta and Gamma bodies of the triple asteroid 2001SN₂₆₃. However, in some systems, the moons may not have enough mass to keep the orbits around them, even highly disturbed ones. The sphere of influence of these bodies lies below or just above their surfaces. This occurs with the moons of Mars and Pallas. Orbits around those moons using control devices may require heavy fuel consumptions, which is a big problem for most missions. To solve this question, it is possible to use some special orbits that exist in the restricted three-body problem mathematical model, which are called "Quasi Satellite Orbits" (QSO). These orbits are dominated by the gravity of the largest to it, but use the small perturbation of the moon to keep the spacecraft close. Thus, in this study, this type of orbit is used to observe the Martian moons, Phobos and Deimos, and also the possible moon of Pallas. The results showed orbits that are capable of making the spacecraft stay at distances of about 25-200 km from the moons of Mars, and 20-100 km from the moon of Pallas. The triple asteroid 2001SN₂₆₃ has bodies with masses sufficient to allow orbits around its moons. These orbits can also be studied by the three-body problem. The results showed orbits capable of keeping the spacecraft at distances of 500 m from the moons. To select the most interesting orbits in each system, a new criterion is used, which is to minimize the average distance of the spacecraft-moon for a given time. Each trajectory can be identified by the initial conditions of the spacecraft relative to the moon, its initial position and velocity. For the dynamics, in addition to the restricted three-body problem, it is also considered the influence of the solar radiation pressure, which is dependent on the initial angular position of the Sun. Some systems may be sensitive to this factor, if the spacecrafts have high values for the area-mass ratio. Finally, several families of orbits have been found for moons of each system, with particular characteristics such as: greater or smaller variations in the distance between the spacecraft and the moon, regular spatial distribution or concentrations in certain regions of space, changes in patterns, among others.

Keywords: Astrodynamics. Restricted Three-Body Problem. Quasi Satellite Orbits. Solar Radiation Pressure. Space Trajectories.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
3.1 Representação do sistema de coordenadas para o problema restrito de três corpos circular plano. Fonte: Produção da autora.	8
3.2 Representação do problema envolvendo os corpos M_1 , M_2 e M_3 e a descrição das condições iniciais que identificam cada órbita. Fonte: Produção da autora.	12
5.1 Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.	16
5.2 Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m ² /kg e $\nu = 0$ grau.	17
5.3 Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	17
5.4 Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m ² /kg e $\nu = 0$ grau.	18
5.5 Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	18
5.6 Trajetórias próximas à Fobos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν	21
5.7 Trajetórias próximas à Fobos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν , continuação.	22
5.8 Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, sem considerar a pressão de radiação solar.	24
5.9 Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	24
5.10 Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	25

5.11	Órbitas na vizinhança de Fobos variando a velocidade inicial.	27
5.12	Órbitas na vizinhança de Fobos variando a velocidade inicial, continuação.	28
5.13	Trajетórias de grandes amplitudes na vizinhança de Fobos.	31
5.14	Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 0$ considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$	33
5.15	Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 0,02$ m ² /kg e $\nu = 90$ graus considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$	33
5.16	Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 1$ m ² /kg e $\nu = 90$ graus considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$	34
5.17	Trajетórias próximas à Deimos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν	36
5.18	Trajетórias próximas à Deimos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν , continuação.	37
5.19	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial sem considerar a pressão de radiação solar. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.	39
5.20	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $A/m = 0,02$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.	39
5.21	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $A/m = 1$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.	40
5.22	Trajетórias na vizinhança de Deimos variando a velocidade inicial.	42
5.23	Trajетórias na vizinhança de Deimos variando a velocidade inicial, continuação.	43
6.1	Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0,006$ km/s e $v_y = -0,002$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus).	46
6.2	Trajетórias próximas à lua de Pallas, onde a lua é representada na origem dos sistemas de referência sem estar em escala.	48
6.3	Distribuição dos valores de distâncias médias variando as componentes da velocidade e sem considerar a pressão de radiação solar. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 300 graus, respectivamente.	50
6.4	Trajетórias próximas à lua de Pallas variando as componentes de velocidade e sem considerar a pressão de radiação.	51

6.5	Trajетórias próximas à lua de Pallas variando as componentes de velocidade e sem considerar a pressão de radiação, continuação.	52
7.1	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.	54
7.2	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	55
7.3	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus.	55
7.4	Trajетórias ao redor de Beta, onde Beta é representado na origem dos sistemas de referência e em escala.	57
7.5	Trajетórias ao redor de Beta considerando as mesmas condições iniciais.	59
7.6	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12$ km e $\theta = 300$ graus, sem considerar a pressão de radiação solar.	60
7.7	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 270$ graus.	61
7.8	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus.	61
7.9	Trajетórias ao redor de Beta.	63
7.10	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.	64
7.11	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus.	65
7.12	Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 90$ graus.	65
7.13	Trajетórias ao redor de Gama, onde Gama é representado na origem dos sistemas de referência e em escala.	67
7.14	Trajетórias ao redor de Gama com as mesmas condições iniciais.	69

7.15	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780$ m e $\theta = 300$ graus, sem considerar a pressão de radiação solar.	70
7.16	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780$ m e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 180$ graus. . . .	71
7.17	Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780$ m e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m ² /kg e $\nu = 90$ graus.	71
7.18	Trajetórias ao redor de Beta considerando $D = 970$ m e $\theta = 303$ graus, $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s.	72
7.19	Trajetórias ao redor de Gama considerando $D = 781$ m e $\theta = 303$ graus, $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s.	73

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
5.1 Dados físicos e orbitais do sistema marciano.	15
5.2 Valores de distâncias médias para as cinco trajetórias mais próximas à Fobos para o intervalo de tempo de 30 dias e considerando: $D = 30$ km, $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s.	16
5.3 Valores de distâncias médias para trajetórias ao redor de Fobos para $D = 30$ km, $\theta = 10$ graus, $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s para o intervalo de tempo de 30 dias e $\nu = 0, 90, 180$ e 270 graus. O valor para $A/m = 0$ é de $75,62864$ km.	20
5.4 Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à Fobos com distância inicial de 60 km, ângulo $\theta = 300$ graus, posição angular inicial do Sol de 270 graus e intervalo de tempo de 30 dias, para os seis primeiros intervalos de distâncias médias.	26
5.5 Valores de distâncias médias para as cinco trajetórias mais próximas à Deimos considerando: $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$	32
5.6 Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à Deimos para uma distância inicial de 36 km, $\theta = 108$ graus, $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$, e intervalo de tempo de 30 dias para dois valores de pressão de radiação (SRP) e quatro valores de posição do Sol. O valor quando a pressão de radiação solar não está sendo considerado é $353,97064$ km.	35
5.7 Valores de distâncias médias para trajetórias na vizinhança de Deimos com distância inicial de 20 km, $\theta = 120$ graus, posição angular inicial do Sol 180 graus e intervalo de tempo de 30 dias para os seis primeiros intervalos de distâncias médias.	41
6.1 Dados físicos e orbitais do Asteroide Pallas e sua provável lua.	45
6.2 Valores de distâncias médias para cinco trajetórias ao redor da lua de Pallas, considerando: $v_x = 0,006$ km/s e $v_y = -0,002$ km/s, $A/m = 0,01$ m ² /kg, e intervalo de tempo de 30 dias.	46
6.3 Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à lua de Pallas com distância inicial de 20 km, ângulo $\theta = 300$ graus, e intervalo de tempo de 30 dias, para os oito primeiros valores de distância média.	51
7.1 Dados físicos e orbitais do Asteroide $2001SN_{263}$	53

7.2	Distâncias médias para órbitas ao redor de Beta para componentes de velocidade fixas em: $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s. O tempo de integração é 30 dias.	54
7.3	Valores de distâncias médias para um mesmo conjunto de condições iniciais: $D = 1,12$ km, $\theta = 300$ graus, $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, e intervalo de tempo de 30 dias.	58
7.4	Distâncias médias para trajetórias ao redor de Beta considerando as condições de posição fixas: $D = 1,12$ km, $\theta = 300$ graus e intervalo de tempo de 30 dias.	62
7.5	Valores de distâncias médias para órbitas ao redor de Gama com as componentes de velocidades fixas: $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s e intervalo de tempo de 30 dias.	64
7.6	Valores de distâncias médias para um mesmo conjunto de condições iniciais: $D = 780$ m, $\theta = 300$ graus, $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, e intervalo de tempo de 30 dias.	68

LISTA DE SÍMBOLOS

M_1	–	corpo central
m_1	–	massa do corpo central
M_2	–	corpo secundário
m_2	–	massa do corpo secundário
M_3	–	veículo espacial
m_3	–	massa do veículo espacial
r_1	–	distância entre M_1 - M_3
r_2	–	distância entre M_2 - M_3
F	–	função potencial devido a interação gravitacional dos corpos M_1 e M_2 atuando em M_3
G	–	constante gravitacional
t	–	tempo de integração
srp	–	pressão de radiação solar
F_{srp}	–	força de pressão de radiação solar
C_R	–	coeficiente de reflectividade
P_S	–	fluxo solar
A/m	–	relação entre a área da secção transversal e massa do veículo espacial
r_S	–	distância média entre o Sol e o sistema que está sendo estudado
\hat{r}_S	–	vetor unitário
ν	–	posição angular inicial do Sol
ω	–	velocidade angular do Sol
r_{med}	–	raio médio
T	–	tempo final
D	–	distância inicial entre os corpos M_2 e M_3
θ	–	ângulo inicial entre os corpos M_2 e M_3
(v_x, v_y)	–	velocidade inicial do veículo espacial
v_{circ}	–	velocidade circular de M_2 em relação a M_1
a	–	semi-seixo maior ou a distância entre M_2 e M_1

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Objetivos	1
1.2 Metodologia	1
1.3 Divisão dos capítulos	2
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	3
3 METODOLOGIA	7
3.1 Problema Restrito de três Corpos Circular Plano	7
3.2 Pressão de Radiação Solar	9
3.3 Critério de Minimização da Distância Média	10
3.4 Algoritmo	11
4 ANÁLISES E RESULTADOS	13
5 RESULTADOS DO SISTEMA MARCIANO	15
5.1 Estudo de órbitas na vizinhança de Fobos	15
5.2 Estudo de órbitas na vizinhança de Deimos	32
6 RESULTADOS PARA O ASTEROIDE PALLAS	45
7 RESULTADOS PARA O ASTEROIDE 2001SN₂₆₃	53
7.1 Estudo de órbitas ao redor de Beta	53
7.2 Estudo de órbitas ao redor de Gama	63
7.3 Teste com o integrador Runge-Kutta 78	72
8 CONCLUSÃO	75
8.1 Trabalhos futuros	77
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	79

1 INTRODUÇÃO

A curiosidade faz parte da natureza humana, seja você um aventureiro ou um cientista. Ao se dispor a explorar a montanha mais alta ou os segredos do universo, terá que escolher quais riscos você deseja ou não correr. Além disso, ao longo da nossa história, das conquistas territoriais ao desenvolvimento da ciência, vários episódios nos mostraram que ter acesso a tecnologia necessária e dispor do momento histórico ideal podem ser a diferença entre o fracasso e o sucesso. E isso não foi e não é diferente em relação a exploração espacial.

A importância e o planejamento de missões ao planeta Marte e a asteroides remontam a década 60, em meio às missões a Lua. Neste período ambos competiram no intuito de qual destino se tornaria o próximo principal alvo, em especial para uma missão tripulada. Mas o que parecia ser apenas uma questão de escolha se transformou em estudos e pesquisas que durariam anos, até se atingir um determinado nível de sucesso de exploração. Tanto o sistema marciano quanto os asteroides apresentam características como formato, massa, distância da Terra, entre outros, que tornam suas explorações bastante complexas e custosas.

Devido aos avanços em pesquisas e tecnologia, hoje estamos vivendo o que se pode chamar de uma nova corrida espacial. Nos últimos anos, as agências internacionais como NASA, ESA e JAXA têm obtido excelentes resultados em missões a Marte, asteroides e também a cometas. Nesse contexto e, a fim de deixar a sua marca, o Brasil em parceria com a Rússia, está propondo sua primeira missão de exploração espacial: A Missão Aster. O objetivo é enviar um veículo espacial até um asteroide duplo ou triplo, orbitá-lo e pousar sobre o corpo de maior massa. O possível alvo para esta missão é o asteroide 2001SN₂₆₃, composto por três corpos: Alpha, Beta e Gama, em ordem decrescente de massa.

1.1 Objetivos

O objetivo do presente estudo é fazer uma busca numérica por órbitas naturais que possam ser utilizadas por um veículo espacial para investigar as luas em sistemas duplos, como o asteroide Pallas e sua lua; ou triplos, como o sistema marciano e o asteroide triplo 2001SN₂₆₃, por um intervalo de tempo de 30 dias.

1.2 Metodologia

O movimento do veículo espacial ao redor da lua será descrito pelo problema restrito de três corpos circular plano. Neste modelo, é considerado um sistema que possui

três corpos com massas diferentes. O maior corpo e o segundo maior corpo são chamados de central e secundário, respectivamente. Estes giram ao redor de seu centro de massa, em órbitas circulares e no mesmo plano, devido somente a interação gravitacional entre eles. E um terceiro corpo (o veículo espacial), de massa insignificante, que gira ao redor desses dois corpos, no mesmo plano, mas sem influenciá-los.

Adicionada ao modelo dinâmico, a pressão de radiação solar corresponde à força exercida pela luz do Sol ao incidir diretamente contra a superfície de um veículo espacial. Esta força depende da relação entre a área da secção transversal do veículo espacial e a sua massa; do coeficiente de reflectividade da superfície; do fluxo solar; e da distância média entre o sistema que está sendo considerado e o Sol. Também é considerada a posição angular inicial do Sol em relação ao sistema que está sendo estudado.

Para selecionar as órbitas mais interessantes é utilizado um novo critério, que minimiza a distância média entre o veículo espacial e a lua. Isso é feito para um tempo de integração de 30 dias, e por meio das condições iniciais do veículo espacial: sua posição inicial e sua velocidade. A partir destes dados obtém-se a distância média ao longo de um dado tempo que, após selecionadas, a partir das condições iniciais, geram as trajetórias mais próximas. Como ferramenta computacional foram utilizados o Fortran para a implementação das rotinas e o programa Origin para ilustrar as trajetórias do veículo espacial ao redor das luas.

1.3 Divisão dos capítulos

O Capítulo 2 apresenta uma revisão bibliográfica, dificuldades, modelo matemático e critérios adotados neste trabalho. No Capítulo 3 tem-se o modelo matemático utilizado na simulação numérica; o critério que minimiza a distância veículo espacial-lua e o algoritmo. O Capítulo 4 faz uma introdução sobre como serão realizadas as análises e como os resultados serão apresentados. O Capítulo 5 apresenta os resultados das simulações feitas para o sistema marciano. No Capítulo 6 são apresentados os resultados das simulações feitas para o asteroide Pallas e sua lua. O Capítulo 7 apresenta os resultados das simulações feitas para o asteroide 2001SN₂₆₃. Por fim, no Capítulo 8, são apresentadas as conclusões finais e propostas para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nos últimos anos houve um crescente interesse em missões ao sistema marciano, asteroides e cometas, sendo eles responsáveis por uma nova corrida espacial. As principais agências internacionais como NASA, ESA e JAXA vêm apresentando grandes êxitos em missões a estes destinos, e propondo novos desafios. O histórico de algumas missões podem ser encontrados em [Space.com \(2017\)](#), [NASA \(2017\)](#) e [ESA \(2017\)](#). No entanto, a relevância de estudos a estes destinos datam de meados da década de 60, durante as missões à Lua, como pode ver visto em [Alfvén e Arrhenius \(1970\)](#).

A NASA vem anunciando planos de uma missão tripulada ao planeta vermelho. Várias opções estão sob consideração, incluindo missões às luas de Marte, que são um primeiro passo mais fácil para explorar o sistema marciano ([HOPKINS; PRATT, 2011](#)). Para estudar essas luas, é importante encontrar órbitas adequadas para colocar o veículo espacial ([WIESEL, 1993](#)) e, após, essa etapa, verificar as condições de realizar o pouso em sua superfície, como pode ser visto em [Tuchin \(2008\)](#), [Ball et al. \(2009\)](#) e [Akim et al. \(2009\)](#). As luas marcianas, Fobos e Deimos, podem ser vistas tanto como elementos do sistema marciano como representantes da família dos "pequenos corpos". Diante destes aspectos, compreender as origens e composições químicas destes corpos poderia fornecer conhecimentos sobre o desenvolvimento dos planetas e pequenos corpos do nosso Sistema Solar ([MUKHIN et al., 2000](#)).

Dentre os pequenos corpos têm-se também os asteroides que, de acordo com [Matzner \(2001\)](#) e [Blair \(2002\)](#), podem ser classificados por meio de seus albedos e espectros (composição química). Eles também podem ser ordenados de acordo com a sua posição orbital no Sistema Solar, podendo ser localizados nas seguintes posições: i) região entre Marte e Júpiter, conhecida como Cinturão Principal de Asteroides e onde ainda eles são subdivididos em famílias, como pode ser visto em [Hirayama \(1918\)](#) e [Milani et al. \(2014\)](#); ii) regiões próximas a órbita da Terra, chamados de "Near-Earth Asteroids"(NEAs); iii) regiões localizadas nos dois pontos de Lagrange estáveis, L_4 e L_5 , 60 graus à frente e atrás do corpo principal; em regiões co-orbitais com quase todos os planetas do Sistema Solar, que possuem asteroides nestas posições conhecidos como Troianos; iv) em regiões além da órbita de Netuno, também conhecidos como transnetunianos. Novamente, como ocorre com as luas de Marte, acredita-se que, ao se buscar respostas relativas à origem e evolução dos asteroides, a nossa percepção sobre a própria formação do Sistema Solar ([ALFVÉN, 1964](#)) seja ampliada. A exploração destes corpos também pode nos ajudar a entender melhor a

origem da vida, pois alguns destes corpos possuem água em sua composição. Outros são vistos como fonte de exploração comercial, pois contêm minérios de alto valor econômico (PLANETARY RESOURCES, 2017) e (SEARS, 2015). Por fim, alguns corpos ainda podem vir a oferecer potencial perigo de colisão com a Terra (STEVES; ROY, 1999).

Entre os modelos existentes para estudar a estabilidade de órbitas que possam ser realizadas por um veículo espacial ao redor de um sistema planeta-lua ou asteroide-lua, tem-se o problema restrito de três corpos (SZEBEHELY, 1967). Este modelo vem sendo usado há pelo menos dois séculos e também poder ser aplicado no estudo da estabilidade de órbitas de luas ao redor de um sistema planeta-lua, o que inicialmente foi feito para as órbitas da Lua ao redor da Terra no sistema Sol-Terra-Lua (HILL, 1878). Desde então, vem sendo aplicado em vários outros casos, como para órbitas ao redor de Europa, considerando o sistema Júpiter-Europa-veículo espacial (LARA et al., 2007).

Devido à grande proximidade de Marte e também da relação de massa do sistema marciano, um dos problemas a ser resolvido para estudar as luas Fobos e Deimos é que elas não são grandes o suficiente para manter um veículo espacial em torno delas, mesmo em órbitas fechadas altamente perturbadas. Em situações como essa, a esfera de influência de cada lua, no sistema Marte-lua, está abaixo ou logo acima da superfície dos corpos (GIL; SCHWARTZ, 2010). Isso significa que as missões dispostas a observar esses corpos precisam encontrar alternativas para que um veículo espacial seja capaz de orbitar estes corpos. Mesmo a inclusão de sistemas de propulsão não resolve o problema para todos os tipos de missão, porque o gasto de combustível para manter o veículo espacial perto de uma das luas pode ser muito alto. Este tipo de problema também é encontrado em alguns sistemas duplos, como o asteroide Pallas e sua provável pequena lua. Mesmo que a existência dessa lua ainda não tenha sido confirmada, uma boa aproximação de parâmetros pode ser feita considerando que ela possui aproximadamente 1 km de diâmetro e semi-eixo maior de 750 km, como poder ser visto em Johnston (2017) e adotado por Prado (2015).

Em modelos como o problema restrito três corpos, existem alguns tipos especiais de órbitas que possibilitam missões a esses pequenos corpos celestes. Elas são denominados por "Quasi-Satellite Orbits" (QSO) (HÉNON, 1970). Em estudos realizados por Benest (1976), um tipo particular foi encontrado e chamado de "Distant Retrograde Orbits" (DRO), como descrito em Kogan (1989). Mais tarde também seriam chamadas de "Quasi-Synchronous Orbits" e, novamente, de "Quasi-Sattelite Orbits"

(QSO) em Lidov e Vashkov'yak (1994) e Mikkola et al. (2006). Estas órbitas permitem que um veículo espacial permaneça perto da lua, mas fora de sua esfera de influência. Significa que a órbita é dominada pelo corpo principal, de maior massa, mas usa o campo de gravidade fraco da lua para executar um movimento que parece ser uma órbita à volta da lua (DOMINGOS et al., 2008). Elas foram estudadas ao redor de Fobos por Gil e Schwartz (2010) e Zamaro e Biggs (2016) e, para órbitas ao redor da lua de Pallas, em Prado (2015). As "Distant Retrograde Orbits (DRO)" são algumas órbitas deste tipo, onde o veículo espacial permanece em movimento retrógrado a uma grande distância da lua. Foi estudada para órbitas ao redor de Europa em Lam e Whiffen (2005) e para um projeto de missão genérico em Hirani e Russell (2006). Semelhantes, órbitas quase-periódicas distantes também existem ao redor de Mercúrio, e são mostrados em Ma e Li (2013). Outros tipos de órbitas ao redor de luas do Sistema Solar podem também ser encontrados em Carvalho et al. (2012) e Gomes e Domingos (2016).

Em outros sistemas os menores corpos ou luas podem possuir massa suficiente para permitir que um veículo espacial faça órbitas ao seu redor de modo estável indefinidamente, ou por um longo período de tempo. Estas órbitas podem ser de dois tipos: periódicas, que se repetem a cada período ou a cada volta ao redor do corpo apresentando a forma de uma linha e as quase periódicas, que a cada período gira quase periódica e se deloca em relação a posição inicial. As órbitas periódicas e as quase periódicas podem girar no sentido horário ou anti-horário, sendo chamadas de retrógradas e prógradas, respectivamente (HÉNON, 1969). Para classificar uma órbita em periódica ou quase periódica é necessário fazer uma verificação pelo estudo das seções de Poincaré, estudo esse que não é a finalidade deste trabalho, mas que pode ser realizado no futuro.

Um sistema muito interessante e que pode apresentar tanto órbitas periódicas quanto quase periódicas é o asteroide triplo 2001SN₂₆₃. Ele é composto por três corpos: Alpha, Beta e Gama, em ordem decrescente de massa, e está localizado próximo a órbita da Terra na região dos "NEAs" (FANG et al., 1989). Este asteroide ainda está cotado como o possível alvo da Missão Aster, como visto Sukhanov et al. (2010), que está sendo proposta pelo Brasil, e que tem o objetivo de enviar um veículo espacial de massa aproximada de 150 kg até um asteroide duplo ou triplo, orbitá-lo, e pousar sobre o corpo de maior massa (ARAÚJO et al., 2012), (PRADO, 2013) e (PRADO, 2014). É um grande projeto que conta com a participação do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), da Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho (UNESP), da Universidade de Brasília (UNB), do Observatório

Nacional (ON), das Universidades Federais de São Paulo (UFABC), do Rio de Janeiro (UFRJ), do Paraná (UFPR), e Fluminense (UFF), Universidade de São Paulo (USP), Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS), dos Institutos Tecnológico de Aeronáutica (ITA) e Mauá de Tecnologia (SP), da Universidade Estadual de Campinas (UNICAMP) e do Museu de Astronomia e Ciências Afins (RJ).

Um fator que também pode ser considerado ao estudo de órbitas ao redor de luas é a pressão de radiação solar. Geralmente isso não é feito para órbitas ao redor de luas de tamanho elevado mas, no caso de pequenas luas, essa força pode ser importante. Por isso sua consideração seria uma nova contribuição. Em alguns estudos, como em [Elife e Lara \(1997\)](#) e [Neto et al. \(2016\)](#), as órbitas são consideradas ao redor dos corpos principais, o que faz com que os resultados sejam diferentes. A importância desta força depende da relação área/massa do veículo espacial, que é uma quantidade que varia em grandes amplitudes e mostra que essa força é importante em algumas missões ([MONTENBRUCK; GILL, 2001](#)).

Os principais objetivos em se estudar pequenos corpos são relativos a sua origem e composição, então quanto mais próximo desses corpos forem feitas observações e pelo maior tempo possível, mais informações poderão ser coletadas. Para que isso seja feito é necessário identificar as órbitas mais próximas desses corpos. Neste caso pode-se utilizar um critério que se baseie em minimizar a distância média entre o veículo espacial e a lua, que chamaremos de critério de minimização da distância média. Este critério foi utilizado anteriormente por [Prado \(2015\)](#), mas apenas uma pesquisa unidimensional foi feita, assumindo que o veículo espacial começava na mesma distância entre a lua e o corpo principal, apenas deslocado por um determinado ângulo em relação à lua, como se fosse um "satélite pastor" que acompanha a lua. Neste trabalho, propõem-se uma abordagem bidimensional desse método, em que o veículo espacial poderá assumir qualquer ponto pertencente a um círculo ao redor da lua, ou seja, qualquer posição em relação lua que depende do ângulo do veículo em relação ao referencial do sistema e da distância inicial do veículo em relação a lua.

3 METODOLOGIA

Neste capítulo serão apresentados em detalhes o modelo matemático utilizado nas simulações, o critério de minimização da distância média para selecionar as órbitas e o algoritmo utilizado para procurar as trajetórias desejadas.

3.1 Problema Restrito de três Corpos Circular Plano

Neste trabalho, o objetivo principal é encontrar trajetórias para um veículo espacial orbitar o corpo de menor massa, ou uma lua, em um sistema duplo que possa ser reduzido ao problema restrito de três corpos. Além do asteroide Pallas e sua provável lua, também estamos investigando o sistema marciano composto por Marte-Fobos-Deimos e o sistema de asteroides 2001SN₂₆₃, composto por Alpha-Beta-Gama. Como os dois últimos sistemas são triplos, inicialmente será feita a divisão de cada sistema triplo em dois sistemas circulares restritos de três corpos, de modo que cada novo sistema seja composto sempre pelo corpo de maior massa, um dos dois corpos menores e o veículo espacial. Então, o sistema marciano será dividido em Marte-Fobos-veículo espacial e Marte-Deimos-veículo espacial. O asteroide 2001SN₂₆₃ será dividido em Alpha-Beta-veículo espacial e Alpha-Gama-veículo espacial. Esta hipótese é justificada pela relação entre as massas dos corpos e as distâncias envolvidas em seus respectivos sistemas.

Em cada sistema circular restrito plano de três corpos, o corpo de maior massa é o corpo principal, designado por M_1 ; o de menor massa é o corpo secundário, designado por M_2 ; e o veículo espacial, considerado de massa desprezável, é designado por M_3 . Os corpos M_1 , M_2 e M_3 movem-se no mesmo plano, e os corpos M_1 e M_2 giram em torno de seu centro de massa em órbitas circulares, devido apenas à atração gravitacional entre eles. O corpo M_3 se move ao redor dos corpos M_1 e M_2 , influenciado pelos campos gravitacionais gerados por eles, mas sem influenciá-los. A Figura 3.1 apresenta a geometria do problema.

A função força, que é o negativo do potencial, F que representa a interação gravitacional de M_1 e M_2 em relação a M_3 é dada pela Equação 3.1:

$$F = G \left(\frac{m_1}{r_1} + \frac{m_2}{r_2} \right) \quad (3.1)$$

em que G é a constante gravitacional, m_1 e m_2 são as massas dos primários e r_1 e

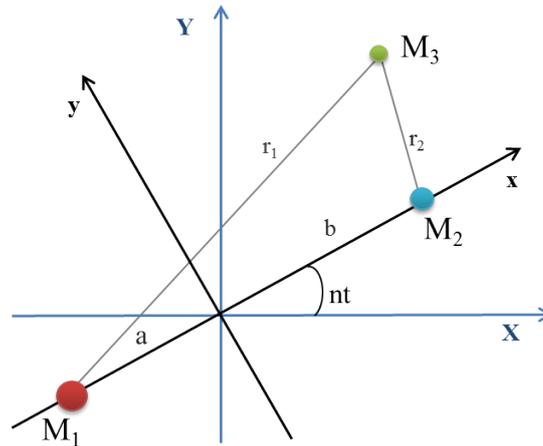
r_2 são as distâncias dadas por:

$$\begin{aligned} r_1 &= \sqrt{(X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2}, \\ r_2 &= \sqrt{(X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

onde (X, Y) são as coordenadas de M_3 , (X_1, Y_1) e (X_2, Y_2) são as coordenadas de M_1 e M_2 , respectivamente, indicadas no sistema inercial por:

$$\begin{aligned} X_1 &= -a \cos nt, Y_1 = -a \sin nt, \\ X_2 &= b \cos nt, Y_2 = b \sin nt. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Figura 3.1 - Representação do sistema de coordenadas para o problema restrito de três corpos circular plano. Fonte: Produção da autora.



Na Figura 3.1 o sistema inercial ou sideral é representado por (X, Y) e o rotacional ou sinódico por (x, y) . O sistema rotacional está defasado de um ângulo nt em relação ao inercial e ambos os sistemas possuem o baricentro como origem, sendo n a velocidade angular e t o tempo. Os corpos primários são representados por M_1 e M_2 , sendo $M_1 \gg M_2$, e estão fixados no sistema de coordenadas rotacional. Suas distâncias em relação a origem são representadas por a e b , respectivamente. O corpo de massa desprezível é representado por M_3 e suas distâncias em relação a M_1 e M_2 são representadas, respectivamente, por r_1 e r_2 .

As equações do corpo M_3 no sistema de coordenadas inerciais são dadas por:

$$\begin{aligned}\frac{d^2X}{dt^2} &= -G \left[\frac{m_1 (X + a \cos nt)}{r_1^3} + \frac{m_2 (X - b \cos nt)}{r_2^3} \right] \\ \frac{d^2Y}{dt^2} &= -G \left[\frac{m_1 (Y + a \sin nt)}{r_1^3} + \frac{m_2 (Y - b \sin nt)}{r_2^3} \right]\end{aligned}\quad (3.4)$$

As equações de movimento no sistema sinótico ou rotacional podem ser encontradas em Prado (2001), adaptado de Szebehely (1967).

3.2 Pressão de Radiação Solar

Além da força gravitacional devida aos dois corpos primários, também é considerada a influência da pressão de radiação solar no veículo espacial. Esta força existe porque a luz do Sol incide diretamente contra a superfície do veículo, exercendo uma força sobre ele, que depende da relação entre a área da secção transversal do veículo espacial e a sua massa; do coeficiente de reflectividade da superfície; do fluxo solar e da distância média entre o sistema que está sendo considerado e o Sol. A força da pressão de radiação é calculada pela Equação 3.5:

$$\vec{F}_{srp} = -C_R P_S \frac{A}{m} \frac{1}{r_S^2} \hat{r}_S \quad (3.5)$$

onde C_R é o coeficiente de reflectividade da superfície do veículo espacial, que é assumido como sendo 1, neste trabalho, correspondendo a reflexão total da luz; P_S é o fluxo solar, dado pela relação entre a constante solar (1358 W/m^2) e a velocidade da luz no vácuo; A/m é a relação entre a área da secção transversal (A) e a massa do veículo espacial (m). Para o sistema marciano são considerados três valores para A/m : *zero*, quando a pressão da radiação solar não é considerada; $0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$, um valor típico para veículos espaciais sem vela solar ou grandes painéis, e $1 \text{ m}^2/\text{kg}$, um valor que assume um grande painel ou uma vela solar para o veículo; r_S , o semi-eixo maior da órbita, que no caso do sistema marciano é $1,52 \text{ ua}$ (Unidades Astronômicas). Para os asteroides, Pallas e 2001SN₂₆₃, são considerados dois valores de A/m : *zero* e $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$, um valor compatível com o previsto para o veículo espacial da missão Aster. Os semi-eixos maiores entre os asteroides Pallas e 2001SN₂₆₃ e o Sol são $2,77 \text{ ua}$ e $1,99 \text{ ua}$, respectivamente. O vetor unitário \hat{r}_S , Equação 3.6, tem direção oposta a pressão de radiação solar, por isso o sinal negativo na Equação 3.5. O argumento deste vetor unitário é dependente da soma da posição angular inicial do Sol (ν) com a velocidade angular do Sol (ω) que é multiplicada pelo tempo de integração t , ver Equação 3.7. A velocidade angular do Sol é igual ao movimento

médio do corpo ou do sistema que está em torno do Sol.

$$\hat{r}_S = \frac{\vec{r}_S}{|\vec{r}_S|} \quad (3.6)$$

sendo \vec{r}_S dado por:

$$\vec{r}_S = \cos(\nu + \omega t)\hat{i} + \sin(\nu + \omega t)\hat{j} \quad (3.7)$$

Finalmente, as equações de movimento do corpo M_3 no sistema de coordenadas inerciais somadas a pressão de radiação solar são dadas por:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 X}{dt^2} &= -G \left[\frac{m_1(X+a \cos nt)}{r_1^3} + \frac{m_2(X-b \cos nt)}{r_2^3} \right] - C_R P_S \frac{A}{m} \frac{1}{r_S^2} \cos(\nu + \omega t) \\ \frac{d^2 Y}{dt^2} &= -G \left[\frac{m_1(Y+a \sin nt)}{r_1^3} + \frac{m_2(Y-b \sin nt)}{r_2^3} \right] - C_R P_S \frac{A}{m} \frac{1}{r_S^2} \sin(\nu + \omega t) \end{aligned} \quad (3.8)$$

3.3 Critério de Minimização da Distância Média

O critério de minimização da distância média consiste em medir a distância entre o veículo espacial e o corpo M_2 durante o tempo de integração numérica da órbita a partir das condições iniciais do veículo espacial. A partir destes dados obtém-se a distância média ao longo de um dado tempo. Este procedimento é repetido para cada órbita, gerando mapas que podem ajudar a identificar as órbitas que têm a menor distância média entre esses dois corpos. Para aplicar este critério, primeiro é necessário calcular as distâncias médias entre M_2 e o veículo espacial, r_{med} , para cada condição inicial durante um determinado intervalo de tempo, como mostra a Equação 3.9:

$$r_{med} = \frac{1}{T} \int_0^T r_2(t) dt \quad (3.9)$$

sendo T o tempo final de integração e r_2 a distância entre M_3 e M_2 , ver Equação 3.2. Após esses cálculos, as distâncias médias são apresentadas em mapas, de modo que seja possível encontrar as órbitas com os menores valores de distâncias médias entre os dois corpos. O objetivo de obter trajetórias com distâncias médias mínimas é permitir uma boa observação dos corpos sem a necessidade de um número elevado de manobras orbitais, como pode ser visto em Prado e Kuga (2001) e Prado e Neto (1993).

3.4 Algoritmo

Descreve-se aqui o algoritmo utilizado para procurar por órbitas próximas a M_2 . Inicialmente é escolhido um sistema de referência inercial onde os corpos M_1 e M_2 estejam alinhados no eixo horizontal. Neste sistema o veículo espacial está posicionado a uma determinada distância de M_2 . Para obter a posição inicial do veículo espacial, é assumido que este ponto inicial pertence a um círculo ao redor de M_2 . A Figura 3.2 apresenta as posições de M_1 , M_2 , M_3 e do veículo espacial em relação ao sistema inercial. Também estão indicadas todas as condições iniciais do veículo espacial utilizadas para identificar cada órbita: a distância inicial D do veículo espacial a M_2 , o ângulo relativo ao eixo horizontal θ , que define a posição inicial do veículo; e as componentes da velocidade inicial v_x e v_y . A posição angular inicial do Sol, em relação ao sistema que está sendo estudado, é denotada por ν , que também pode ser visto na Figura 3.2. Este ângulo define a direção da pressão de radiação solar: *zero* representa quando o Sol está alinhado a direita e na mesma linha em que estão M_1 e M_2 . Outros valores são obtidos considerando o sentido anti-horário para o aumento de ν . Analisando a Figura 3.2, é possível determinar o vetor de estado do veículo espacial, ou seja, sua posição inicial e seus vetores velocidade (ver Equação 3.10).

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ \dot{X} \\ \dot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a + D \cos \theta \\ D \sin \theta \\ v_x \\ v_y + v_{circ} \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

sendo a o semi-seixo maior ou a distância entre M_2 e M_1 , D a distância inicial do veículo espacial a M_2 , θ o ângulo relativo ao eixo horizontal e v_{circ} é a velocidade circular de M_2 em relação a M_1 , dada por:

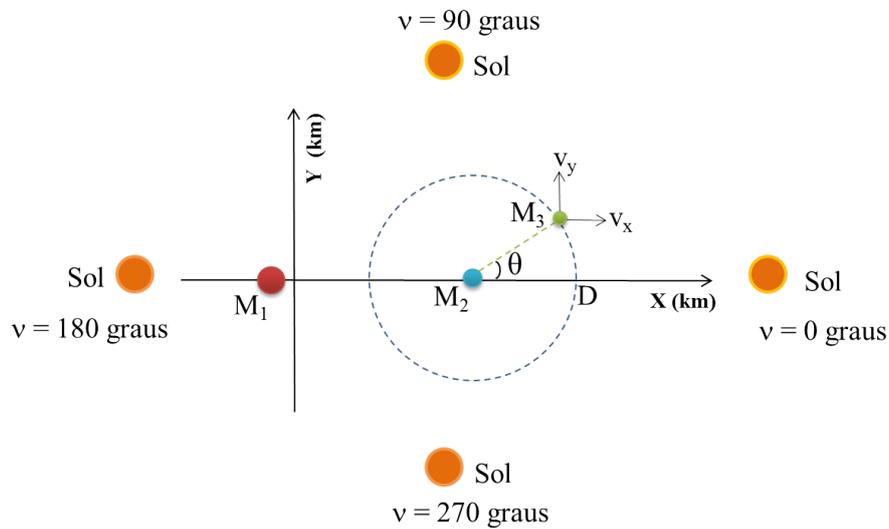
$$v_{circ} = \sqrt{\frac{GM_1}{a}} \quad (3.11)$$

em que G é a constante gravitacional, m_1 é a massa do corpo M_1 .

Partindo destas condições, as trajetórias são numericamente integradas usando as Equações 3.8 a 3.11, para um dado intervalo de tempo. O método numérico utilizado para a integração é o Runge-Kutta de 4ª ordem. A trajetória é dividida em várias etapas e, após cada uma delas, é verificado se há uma colisão entre o veículo espacial

e M_2 . No final da trajetória é obtida a distância média entre o veículo espacial e M_2 . Esses resultados são apresentados em forma de gráficos, que são utilizados para indicar as regiões de distâncias médias mínimas. Também é possível classificar as distâncias médias em ordem crescente, para obter uma localização mais precisa das órbitas que mantêm o veículo espacial a menor distância média possível. Uma vez identificadas estas órbitas, as melhores condições são utilizadas para traçar as trajetórias do veículo espacial em torno de M_2 , de modo que as principais características das trajetórias possam ser observadas.

Figura 3.2 - Representação do problema envolvendo os corpos M_1 , M_2 e M_3 e a descrição das condições iniciais que identificam cada órbita. Fonte: Produção da autora.



4 ANÁLISES E RESULTADOS

Os resultados das simulações serão apresentados, para cada um dos três sistemas separadamente: sistema marciano, asteroide Pallas e asteroide 2001SN₂₆₃. Foram considerados vários conjuntos de condições iniciais, por um período de 30 dias, assumindo valores diferentes para a pressão da radiação solar.

Como o objetivo deste trabalho é encontrar condições iniciais que minimizem a distância média entre M_2 e o veículo espacial, dois tipos de mapas de cores são utilizados. O primeiro apresenta a dispersão dos valores de distâncias médias em função dos parâmetros que identificam a posição inicial do veículo espacial em relação à M_2 : distância inicial D e o ângulo em relação ao referencial inercial θ . O segundo tipo de gráfico mostra os valores de distâncias médias em função dos parâmetros que identificam as componentes iniciais da velocidade v_x e v_y . Chamamos de "Tipo 1" o mapa mostra as distâncias médias em função das variáveis que especificam a posição inicial do veículo espacial, mantendo fixos os valores relacionados com as componentes da velocidade v_x e v_y . "Tipo 2" é o mapa que mostra as distâncias médias em função das componentes de velocidade v_x e v_y , para os valores fixos de posição inicial. Usando esses mapas é possível encontrar regiões de interesse, que podem ser refinadas e estendidas usando novos conjuntos de condições iniciais. Também é possível desenhar as trajetórias ao redor de M_2 .

Inicialmente, o estudo é realizado para o sistema marciano. São estudadas órbitas na vizinhança de Fobos e, em seguida, órbitas na vizinhança de Deimos. Após, essa etapa são estudadas as órbitas próximas à lua do asteroide Pallas. Por fim, é realizado o estudo para órbitas ao redor de Beta e Gama do asteroide 2001SN₂₆₃.

5 RESULTADOS DO SISTEMA MARCIANO

Neste capítulo serão apresentados os resultados das simulações para as órbitas na vizinhança das luas de Marte, Fobos e Deimos, considerando o tempo de integração das órbitas de 30 dias. A Tabela 5.1 apresenta os dados físicos e orbitais referentes a Marte, Fobos e Deimos, utilizados nas simulações, como o diâmetro médio, massa, semi-eixo maior e período orbital dos corpos.

Tabela 5.1 - Dados físicos e orbitais do sistema marciano.

Corpo Celeste	Diâmetro médio (km)	Massa (kg)	Semi-eixo maior	Período orbital
Marte	6793	$6,4 \times 10^{23}$	$1,52 \text{ ua}^\dagger$	687 d^\dagger
Fobos	23	$10,8 \times 10^{15}$	9377 km^\ddagger	$7,66 \text{ h}^\ddagger$
Deimos	13	2×10^{15}	$23460 \text{ km}^\ddagger$	$30,35 \text{ h}^\ddagger$

[†] ao redor do Sol

[‡] ao redor de Marte

Inicialmente será realizado o estudo das órbitas próximas à Fobos, sendo após isso estendido para Deimos.

5.1 Estudo de órbitas na vizinhança de Fobos

Nesta seção serão apresentados os resultados das simulações para as órbitas próximas à Fobos para o intervalo de tempo de 30 dias. A Tabela 5.2 apresenta os cinco menores valores de distâncias médias (km), em ordem crescente, relativos as Figuras 5.1 a 5.5. Os valores da Tabela 5.2 começam nos pontos iniciais dados por $D = 30 \text{ km}$ e valores de θ próximos a zero. A componente x da velocidade inicial é sempre zero, enquanto que a componente y é sempre $-0,01 \text{ km/s}$. Os valores da relação área/massa são os menores, 0 e $0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$, indicando que valores maiores para este parâmetro fazem com que o veículo espacial permaneça a maiores distâncias da lua. As distâncias médias para as simulações de 30 dias estão um pouco abaixo de 75 km . As Figuras 5.1 a 5.5 apresentam os mapas de cores "Tipo 1" para órbitas próximas à Fobos. A dispersão das distâncias médias são apresentadas primeiro sem considerar a pressão de radiação solar, assumindo A/m como zero. A Figura 5.1 apresenta estes resultados. Depois disso, é considerada a pressão de radiação solar para $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$, $\nu = 0$ grau e 270 graus, que são apresentadas nas Figuras 5.2 e 5.3. Em seguida, são considerados os casos para $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$, $\nu = 0$ grau e 270 graus,

apresentados nas Figuras 5.4 e 5.5, respectivamente. Nestas figuras a distância inicial D varia de 25 a 50 km e o ângulo θ varia entre -50 e 50 graus. Esta é a região das órbitas mais interessantes. As componentes de velocidade estão fixas em $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s em todos os casos, pois estes valores apresentaram as menores distâncias média. As regiões em preto nas figuras indicam as condições iniciais que causam a colisão do veículo espacial com Fobos em menos de 30 dias.

Tabela 5.2 - Valores de distâncias médias para as cinco trajetórias mais próximas à Fobos para o intervalo de tempo de 30 dias e considerando: $D = 30$ km, $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s.

A/m (m ² /kg)	ν (graus)	θ (graus)	r_{med} (km)
0,02	270	1	74,80744
0	-	1	74,80803
0,02	0	0	74,82010
0,02	0	359	74,82779
0,02	0	1	74,82838

Figura 5.1 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.

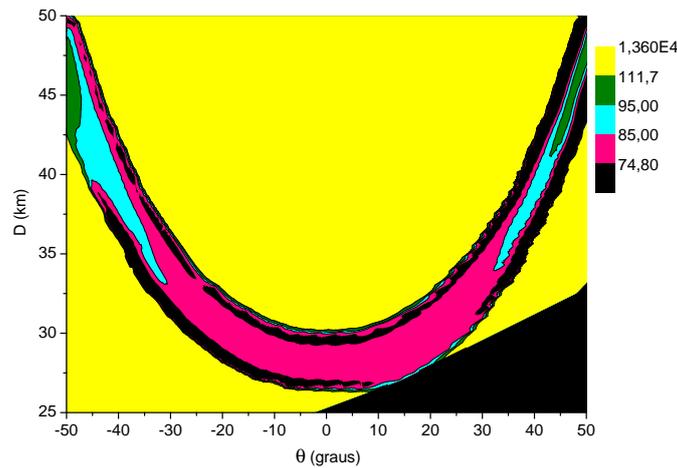


Figura 5.2 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m²/kg e $\nu = 0$ grau.

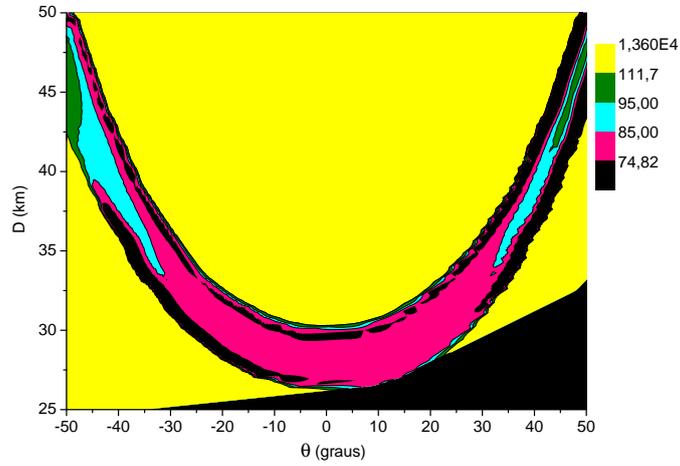


Figura 5.3 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.

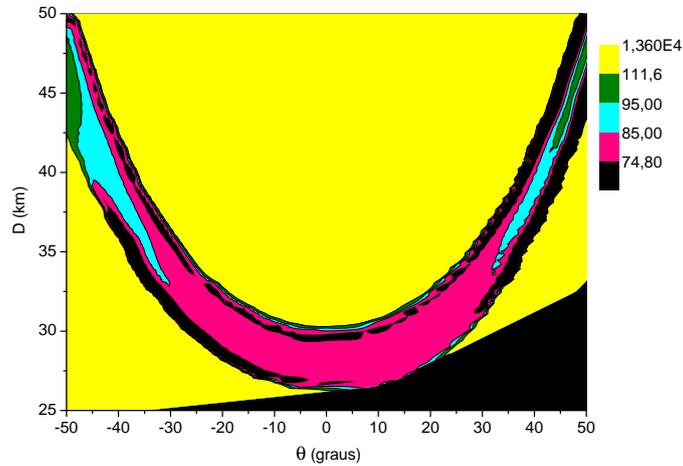


Figura 5.4 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m²/kg e $\nu = 0$ grau.

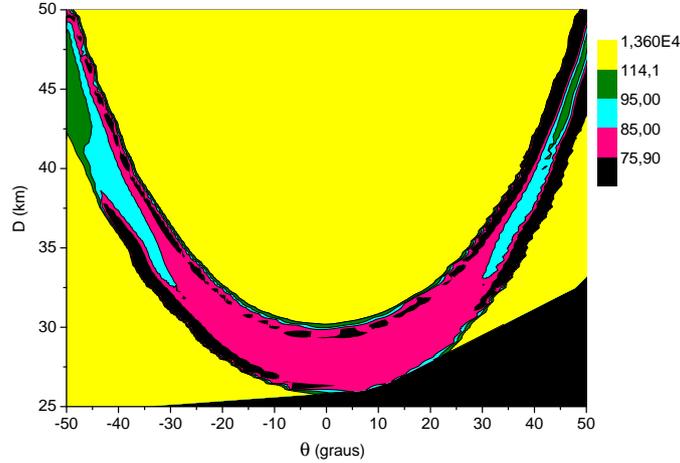
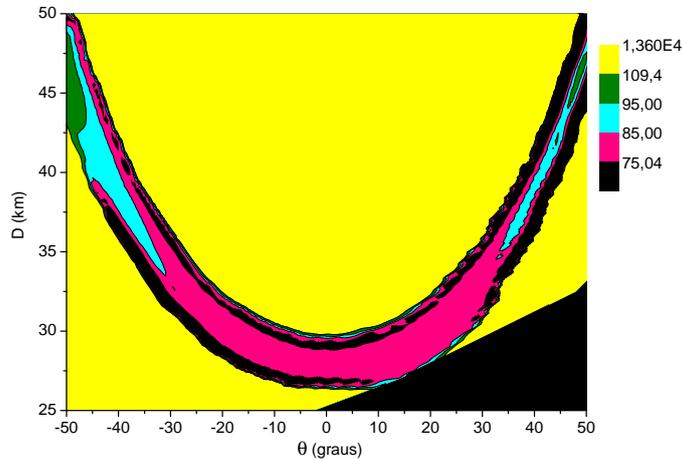


Figura 5.5 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.



Os menores valores de distâncias médias que foram obtidos das Figuras 5.1 a 5.5 foram 74,80 km, 74,82 km, 74,80 km, 75,9 km e 75,04 km, respectivamente. Nestas mesmas figuras as distâncias médias variam de forma quase contínua, aumentando do menor para o segundo maior valor em cada figura, sendo, 111,7 km, 111,7 km, 111,6 km, 114,1 km e 109,4 km, respectivamente. Após isso há um salto abrupto do segundo maior valor para quase 10.000 km, em todos os casos. Então, a região

em amarelo nos gráficos indica os valores entre o segundo maior valor, 10.000 km, e 13.600 km, representando uma região em que os valores de distâncias médias sofrem um salto ao invés de se distribuírem de forma crescente e contínua. Isto indica que o veículo espacial deixou a órbita de Fobos e se moveu para uma órbita mais próxima de Marte, ou seja, esta região não possui órbitas úteis com respeito à observação de Fobos. A razão física é que, depois que esta distância é alcançada, o campo de gravidade da lua é muito pequeno para ajudar o veículo espacial a ficar perto dela, proporcionando o escape definitivo. Comparando as Figuras 5.1 a 5.5, as diferenças mais importantes são observadas principalmente nas regiões com valores aproximados entre 75 e 85 km de distâncias médias (regiões em vermelho) e também para as regiões de colisão, representadas em preto nos gráficos. A região em vermelho é aproximadamente a mesma para $A/m = 0$ e $0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$, indicando que a pressão de radiação solar tem um pequeno efeito nas distâncias médias para 30 dias de simulações, para estes valores de A/m . Quando o veículo espacial tem painéis solares grandes ou vela solar, podendo atingir um valor de $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$, há modificações no tamanho da região em vermelho, que aumenta quando $\nu = 0$ grau e diminui quando $\nu = 270$ graus. Em relação às colisões, esta região aumenta perto das distâncias iniciais entre 25 e 27 km, para ângulos de 0 a -30 graus, quando considerada a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$ ou $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 0$ grau. A região é reduzida novamente quando $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus. Em geral, os efeitos da pressão de radiação não são muito grandes em termos das distâncias médias lua-veículo espacial, mas eles afetam as trajetórias individuais, como será mostrado mais adiante neste trabalho.

Por meio das Figuras 5.1 a 5.5, conjuntos de condições iniciais foram escolhidos para esboçar as trajetórias próximas à Fobos para o intervalo de tempo de 30 dias. A Tabela 5.3 apresenta os valores de distâncias médias (em km) para dois valores de relação área/massa, $A/m = 0,02$ e $1 \text{ m}^2/\text{kg}$, considerando os seguintes valores para a posição do Sol (ν): 0, 90, 180 e 270 graus.

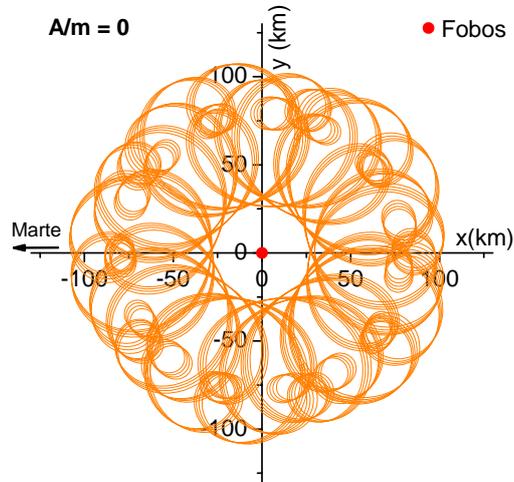
Observando a Tabela 5.3 nota-se pequenas variações nos valores de distâncias médias causadas pela pressão da radiação solar, na ordem de apenas 1,27 km, em torno de 1,7 % para a variação máxima. Para as trajetórias, as condições iniciais do veículo espacial são escritas com respeito a Fobos e os valores utilizados são: distância inicial D de 30 km, ângulo de referência θ de 10 graus, e componentes de velocidade inicial $v_x = 0$ e $v_y = -0,01 \text{ km/s}$. As Figuras 5.6 e 5.7 apresentam as trajetórias com o sistema de referência centrado em Fobos. Fobos é representado sem estar em escala e a posição de Marte está indicada por uma seta apontando para a esquerda. A

Figura 5.6(a) apresenta a trajetória sem considerar a pressão de radiação, $A/m = 0$, e distância média igual a 75,62864 km. As Figuras 5.6(b) a 5.7(d) apresentam as trajetórias para $A/m = 1$ e $0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$, considerando ν igual a 0, 90, 180 e 270 graus.

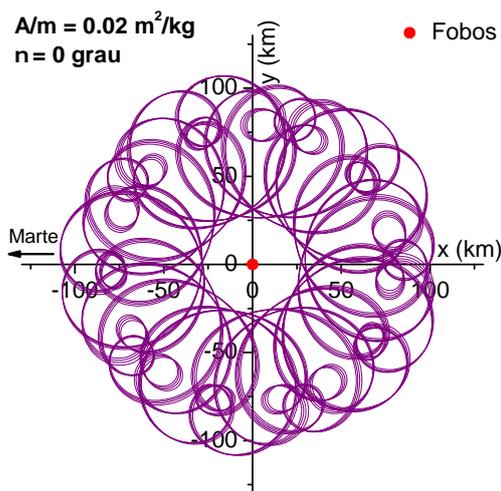
Tabela 5.3 - Valores de distâncias médias para trajetórias ao redor de Fobos para $D= 30$ km, $\theta = 10$ graus, $v_x = 0$ e $v_y = -0,01$ km/s para o intervalo de tempo de 30 dias e $\nu = 0, 90, 180$ e 270 graus. O valor para $A/m = 0$ é de 75,62864 km.

ν (graus)	r_{med} (km)	
	$A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$	$A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$
0	75,64958	76,89829
90	75,63082	75,78762
180	75,60790	75,62864
270	75,62650	75,78762

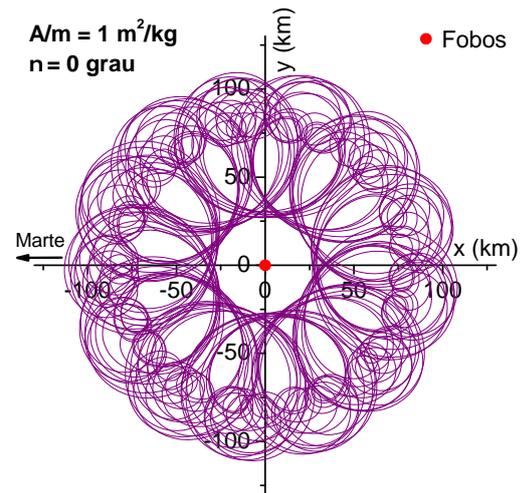
Figura 5.6 - Trajetórias próximas à Fobos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν .



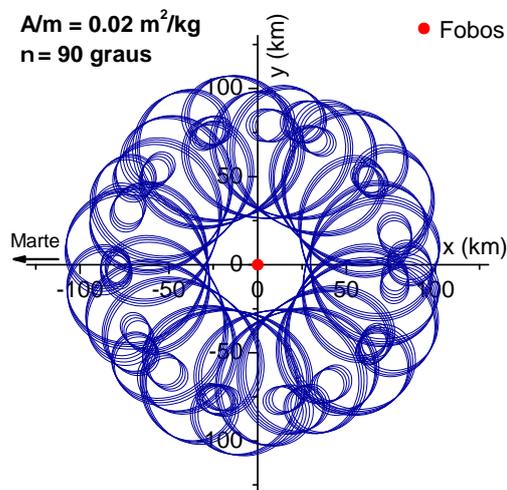
(a) $r_{med} = 75,62864$ km



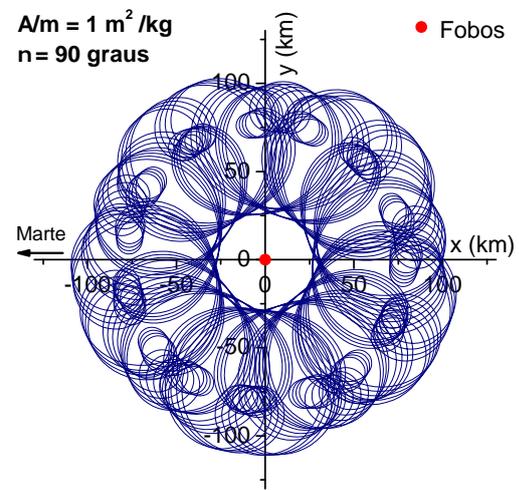
(b) $r_{med} = 75,64958$ km



(c) $r_{med} = 76,89829$ km

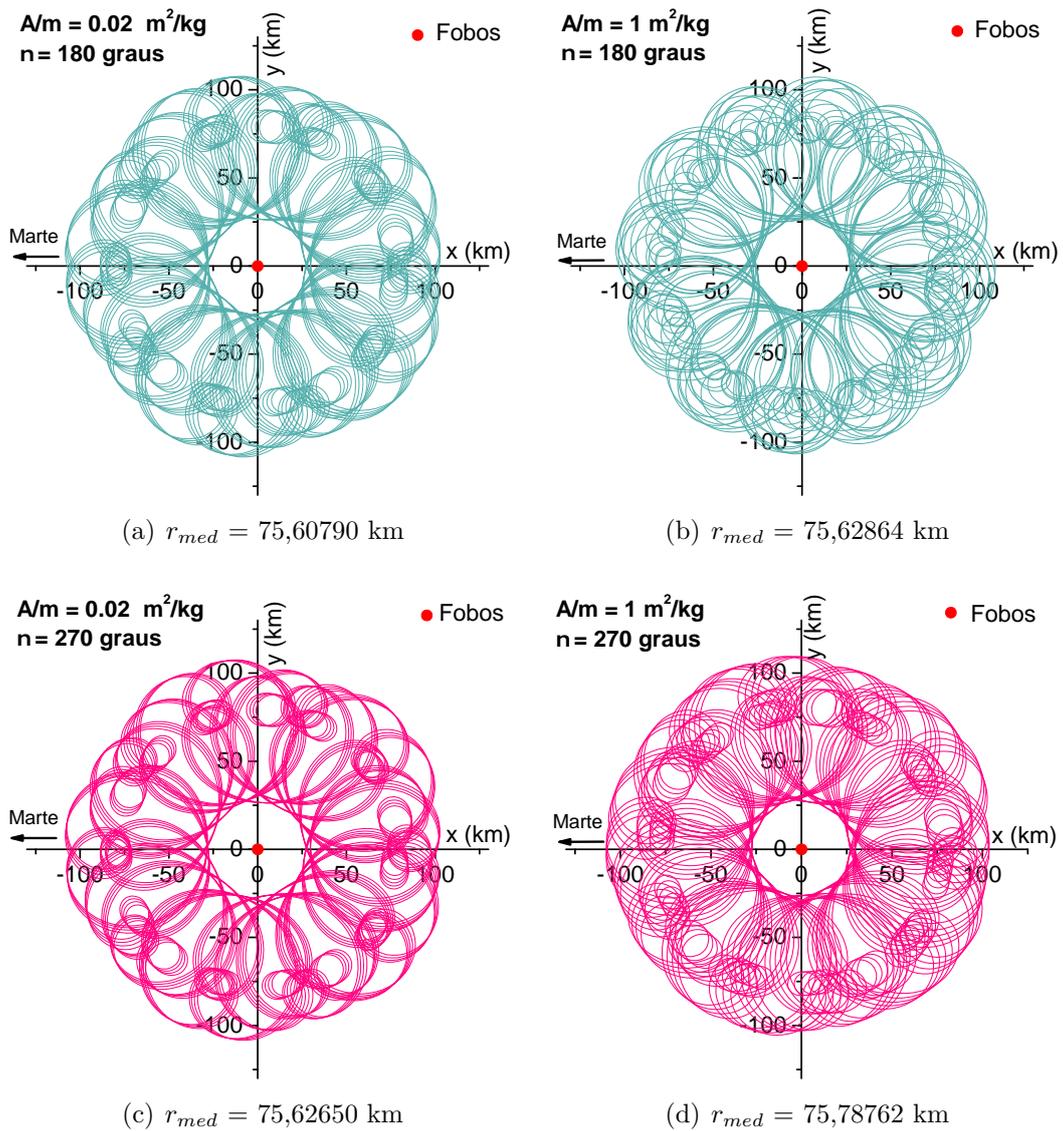


(d) $r_{med} = 75,63082$ km



(e) $r_{med} = 75,78762$ km

Figura 5.7 - Trajetórias próximas à Fobos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν , continuação.



Analisando as Figuras 5.6(a) a 5.7(d) em detalhes, é visível que para $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 0$ grau, Figura 5.6(c), é observado o maior valor de distância média, 76,8982 km. O valor mínimo ocorre para $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus, mostrado na Figura 5.7(a), com o valor de 75,60790 km. Embora as distâncias médias não se alterem muito, nota-se os efeitos nas trajetórias. É possível observar também que a pressão de radiação provoca uma rotação no padrão da órbita, cuja velocidade de rotação é uma função do valor de A/m e da posição do Sol. De qualquer forma, todas as trajetórias são muito úteis para observar a lua, uma vez que mantém o veículo espacial em uma faixa entre 25 e 100 km, que são distâncias muito adequadas para as primeiras observações. Um bom exemplo é o caso em que $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus, mostrado na Figura 5.7(d), onde o valor da distância média é de 75,7876 km, pouco mais de 100 m em relação ao caso em que $A/m = 0$, mostrado na Figura 5.6(a), mas apresentando uma grande variação na forma da órbita.

O próximo passo é estudar os efeitos da variação da velocidade inicial da órbita, mantendo a posição inicial fixa. As Figuras 5.8 a 5.10 apresentam estes resultados. São mapas de cores "Tipo 2", feitos também para órbitas próximas à Fobos e por um intervalo de tempo de 30 dias. A dispersão das distâncias médias é apresentada de forma semelhante ao estudo anterior: sem considerar a pressão de radiação, $A/m = 0$, como mostra a Figura 5.8. Considerando a pressão de radiação para valores de $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus, como mostra a Figura 5.9; e $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus, como mostra a Figura 5.10. Nestas figuras as componentes da velocidade inicial variam de -0,07 a zero para v_x e de -0,011 a -0,009 km/s para v_y . A distância inicial é fixada em 60 km e o ângulo em relação ao sistema de referência θ é de 300 graus, em todos os casos. Novamente as regiões em preto nas figuras indicam as condições iniciais que terminam em colisões com a lua em menos de 30 dias.

Figura 5.8 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, sem considerar a pressão de radiação solar.

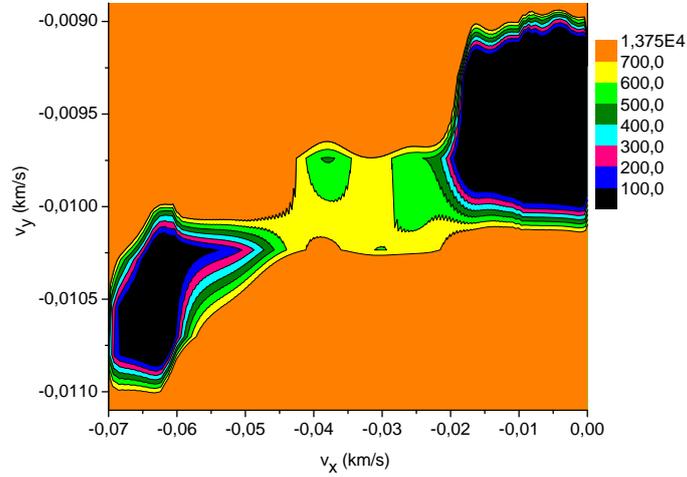


Figura 5.9 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.

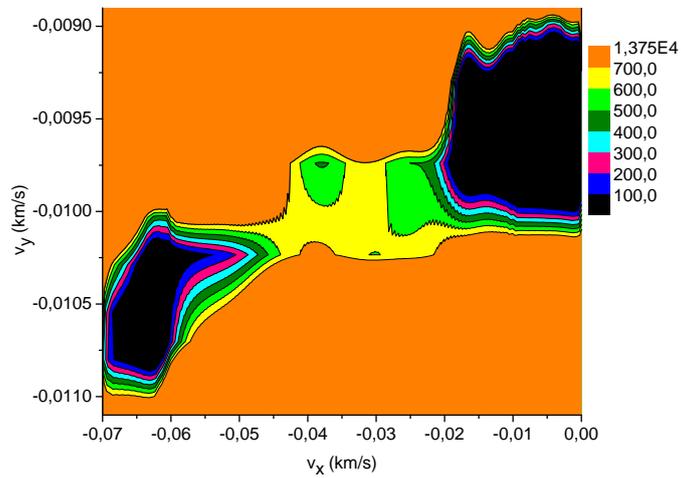
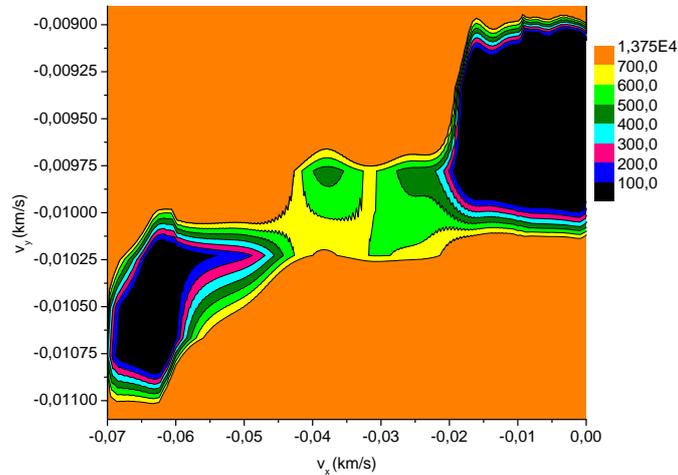


Figura 5.10 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial adotando $D = 60$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 1$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.



Nas Figuras 5.8 a 5.10, a distribuição dos valores de distâncias médias é quase contínua, aumentando de 100 km até aproximadamente 700 km. Depois disso sofre um salto abrupto para quase 6.880 km. Portanto, as regiões em laranja nos gráficos, representando valores entre 700 e 13.750 km, inclui saltos nos valores de distâncias média. Esta é também a região onde o veículo espacial deixa a órbita de Fobos, movendo-se para uma órbita mais próxima de Marte. Estes tipos de órbitas não são apropriados para observar a lua. Esse comportamento é semelhante ao caso anterior, mapas de cor Tipo 1. A razão é a mesma já explicada. Após alcançada determinada distância, o campo de gravidade da lua é muito pequeno para ajudar o veículo espacial a ficar perto da lua e ele escapa definitivamente.

Comparando as Figuras 5.8 e 5.9, observa-se que ambas são muito semelhantes entre si, indicando que considerando a pressão de radiação com $A/m = 0,02$ m²/kg apenas pequenos efeitos são observados nas distâncias médias. Na Figura 5.10 nota-se algumas diferenças, comparadas com as Figuras 5.8 e 5.9, principalmente nas regiões de valores de 400 a 600 km. Basicamente, a pressão de radiação solar, para $A/m = 1$ m²/kg, reduz as distâncias médias. Neste caso, algumas das regiões amarelas se tornam verdes e algumas das regiões verdes tornam-se verde escuro. Portanto, nesta situação, a pressão da radiação solar ajuda a manter o veículo espacial perto da lua.

Após estas análises, as Figuras 5.8 a 5.10 são utilizadas para selecionar pares de

componentes de velocidade, v_x e v_y , para se esboçar novas trajetórias próximas à Fobos. A Tabela 5.4 apresenta os valores de distâncias médias para $D = 60$ km, $\theta = 300$ graus, e os pares de velocidades selecionados. Os pares de velocidades são relativos aos seis primeiros intervalos de distâncias média das Figuras 5.8 a 5.10.

Tabela 5.4 - Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à Fobos com distância inicial de 60 km, ângulo $\theta = 300$ graus, posição angular inicial do Sol de 270 graus e intervalo de tempo de 30 dias, para os seis primeiros intervalos de distâncias médias.

Intervalos de distância média (km)	v_x (km/s)	v_y (km/s)	r_{med} (km)		
			$A/m = 0$	$A/m = 0,02$ m^2/kg	$A/m = 1$ m^2/kg
100-200	0	-0,009	110,6018	110,6484	111,4944
200-300	-0,014	-0,01	212,0834	212,3367	225,5806
300-400	-0,027	-0,01	308,2127	308,3334	315,2519
400-500	-0,04	-0,01	404,9797	405,0179	408,2077
500-600	-0,06	-0,01	560,7353	560,7443	562,2091
600-700	-0,07	-0,011	640,2851	640,2717	640,5550

Observando a Tabela 5.4, nota-se que mesmo que o valor de distância média seja diferente para cada relação de A/m , estes valores estão dentro do mesmo intervalo e também possuem o mesmo conjunto de condições iniciais.

As Figuras 5.11 e 5.12 mostram as trajetórias próximas à Fobos referentes aos dados Tabela 5.4, para valores de $A/m = 0$, e de $A/m = 1$ m^2/kg e $\nu = 270$ graus. O objetivo é comparar os dois casos. Fobos é novamente colocado na origem do sistema de referência.

Figura 5.11 - Órbitas na vizinhança de Fobos variando a velocidade inicial.

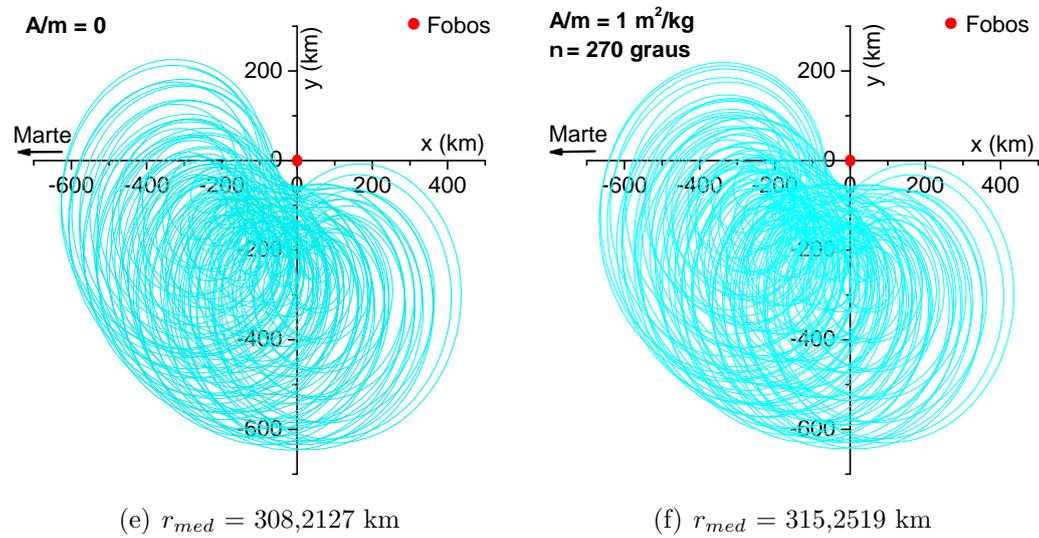
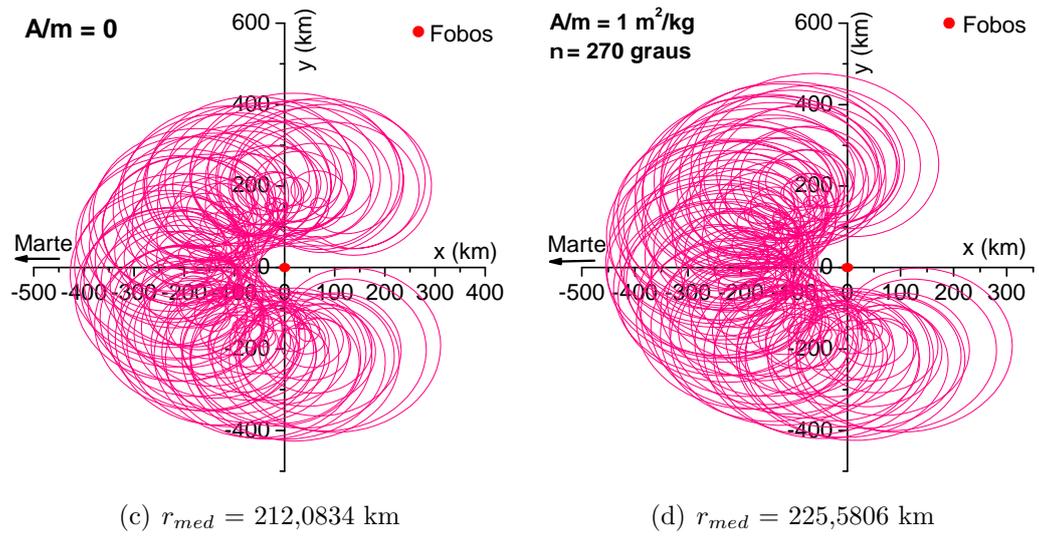
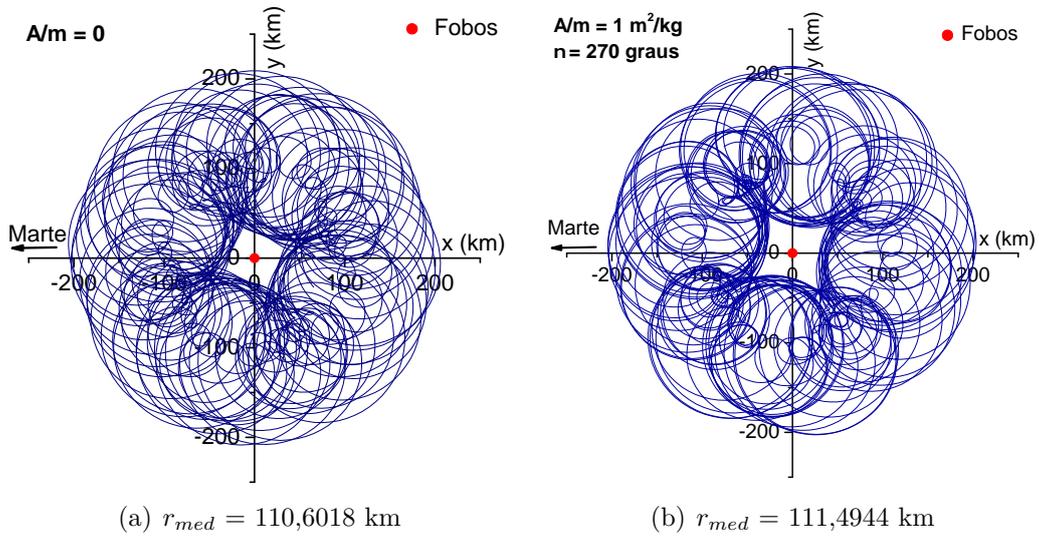
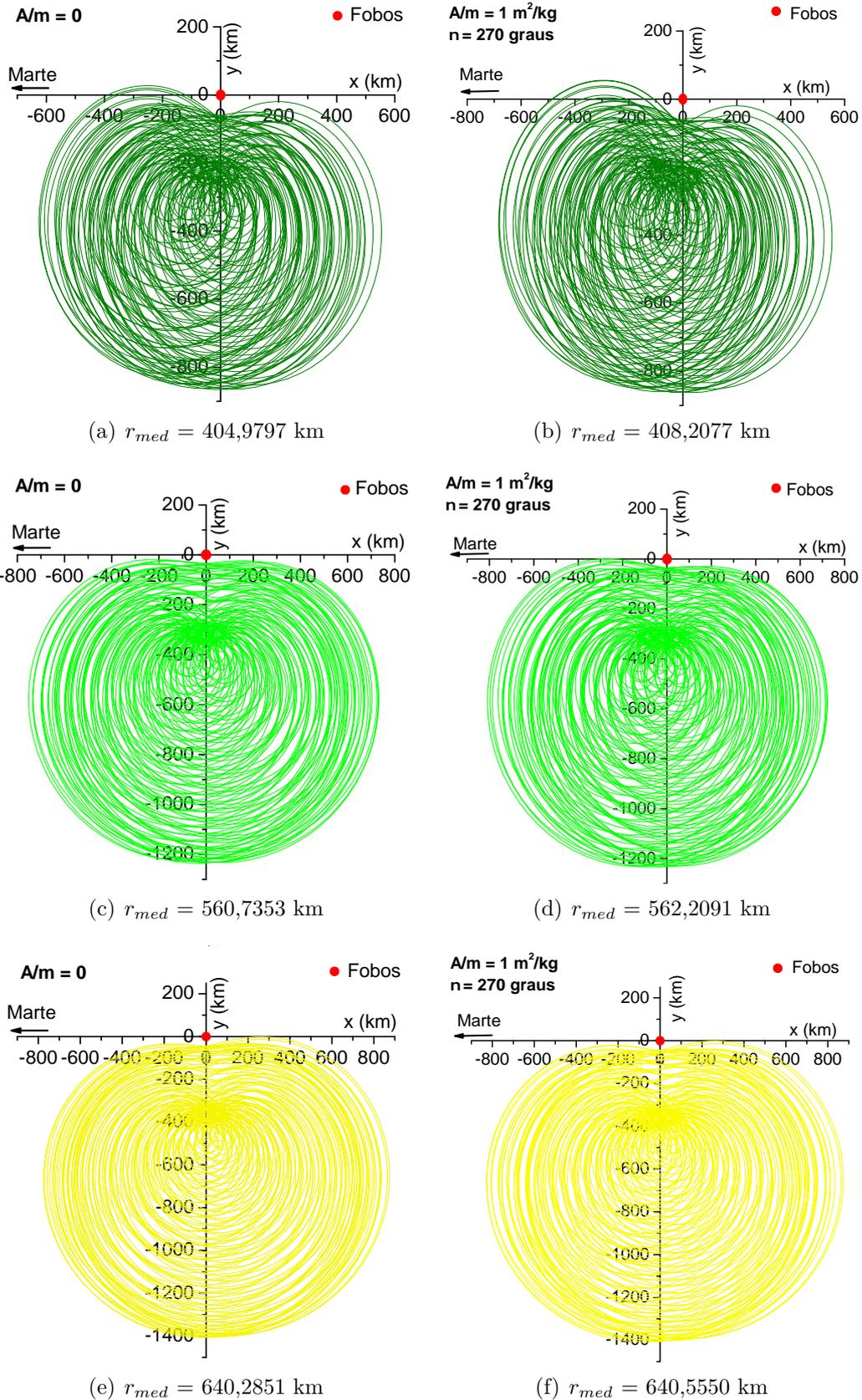


Figura 5.12 - Órbitas na vizinhança de Fobos variando a velocidade inicial, continuação.



Observando as Figuras 5.11 e 5.12, nota-se que a variação das componentes da velocidade, v_x e v_y , alteraram a forma da órbita e sua distribuição no sistema de coordenadas x-y, mesmo que possuam a mesma distância inicial e ângulo θ , em 60 km e 300 graus, respectivamente. As diferenças também são observadas quando se comparam as trajetórias com relação à razão A/m, principalmente na forma das órbitas. Bons exemplos são observados para os pares de Figuras 5.11(a) - 5.11(b) e 5.11(c) - 5.11(d).

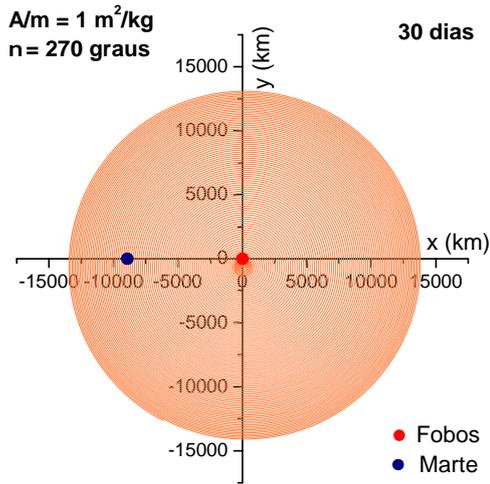
Analisando as trajetórias por regiões, observa-se o aumento das distâncias médias de acordo com a evolução das órbitas. Elas também cobrem distâncias maiores no espaço, mas continuam retornando para perto da lua. As trajetórias com amplitudes maiores podem ser usadas para cobrir regiões maiores do espaço, caso seja interessante fazer a coleta de dados em uma ampla gama de distâncias. Em muitos casos as órbitas não estão mais próximas a lua, tendendo a se mover no sentido anti-horário. Nota-se também que algumas das órbitas estão localizadas em regiões específicas do plano de referência. As Figuras 5.11(c) e 5.11(d) apresentam órbitas que estão concentradas no lado esquerdo do eixo principal. Elas têm distâncias médias na ordem de 200 km, que são bons valores, mas eles periodicamente atingem valores tão baixos quanto 50 km da lua. As Figuras 5.11(e) a 5.12(f) apresentam órbitas que se concentram na parte negativa do eixo horizontal. Essas órbitas serão chamadas aqui de "órbitas setoriais". Elas começam perto da origem do sistema de coordenadas e, durante todo o período de integração que é de 30 dias, executam um movimento espiral no sentido anti-horário. Este movimento se alterna em afastar e aproximar o veículo da origem, mas sempre mantendo ele na mesma região do espaço, sem nunca circundar a origem. A órbita está confinada em um setor particular do gráfico. Este tipo de órbita pode ser usada para a observação de áreas específicas, se requerido pela missão, e possuem valores diferentes para a amplitude.

É importante lembrar que, nos casos das Figuras 5.11 e 5.12, consideram-se os mesmos conjuntos de condições iniciais e incluindo ou não a pressão de radiação solar. O parâmetro $\nu = 270$ graus é utilizado quando a pressão de radiação está presente. Os efeitos da pressão de radiação são os mesmos observados nos estudos anteriores. As distâncias médias não são muito afetadas pela pressão de radiação solar, mas as trajetórias giram, cobrindo uma maior porção do espaço.

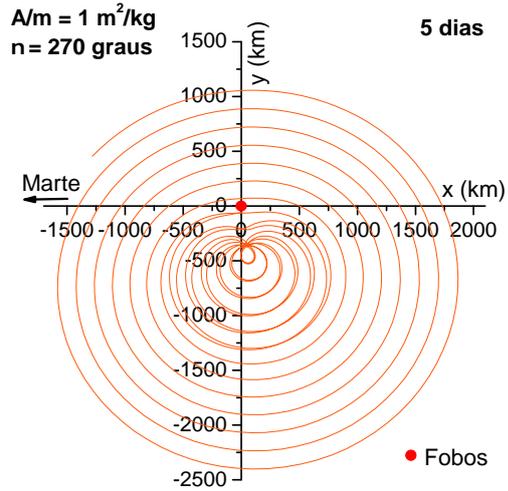
Finalmente, é analisada a região de distâncias médias maiores do que 700 km, cor laranja, relativas as Figuras 5.8 a 5.10. Esta região apresenta saltos entre os valores de distâncias médias, que não mais evoluem de modo contínuo, como nas regiões

anteriores. A Figura 5.13(a), que considera $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus mostra uma trajetória que se iniciou próxima à Fobos, mas que ao fim do período de 30 dias apresenta uma distância média de 6.880,5261 km. Suas condições iniciais são dadas por: distância inicial de 60 km, ângulo $\theta = 300$ graus, e componentes de velocidade inicial $v_x = -0,07 \text{ km/s}$ e $v_y = -0,009 \text{ km/s}$. Estas condições iniciais são referentes ao primeiro valor de distância média, logo após o primeiro salto destes valores. É possível observar que, após 30 dias, o veículo espacial não só deixa as proximidades de Fobos mas também está longe de Marte, dado que a distância entre os dois corpos é de 9377 km. Observando a figura, é possível ver que a trajetória excede 14.000 km a partir da lua. Para analisar melhor a evolução desta órbita ao longo desses 30 dias, foram gerados gráficos que mostram seu progresso durante seus primeiros 5, 10 e 15 dias. Os resultados podem ser vistos nas Figuras 5.13(b), 5.13(c) e 5.13(d), respectivamente. Nas Figuras 5.13(b), 5.13(c) e 5.13(d), pode-se observar que as distâncias médias aumentam com o tempo, assumindo, respectivamente, os valores de 898,1870 km, 2.019,7585 km e 3.254,7122 km. Também é possível observar o padrão das QSOs, que iniciam próximas a Fobos, como mostra a Figura 5.13(b), e se distancia da lua, mas mantendo sua localização nas regiões de y negativo. É um padrão cíclico, aproximando-se e afastando-se da vizinhança de Fobos, movendo-se no sentido anti-horário. As Figuras 5.13(c) e 5.13(d) mostram a fuga da órbita de Fobos.

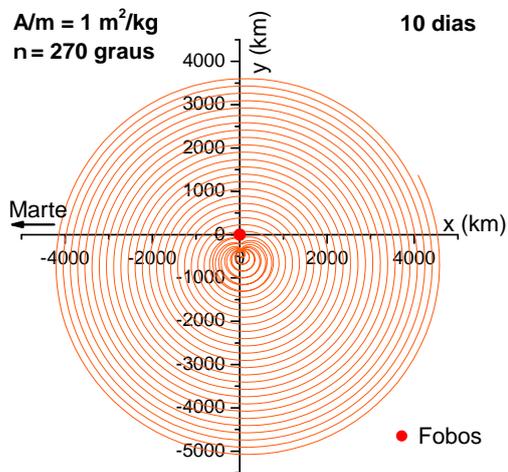
Figura 5.13 - Trajetórias de grandes amplitudes na vizinhança de Fobos.



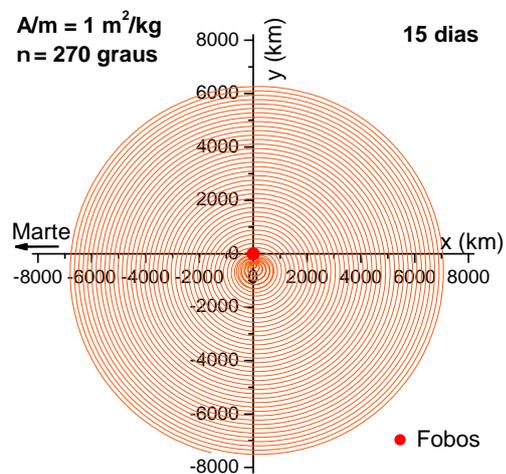
(a) $r_{med} = 6880,5261 \text{ km}$



(b) $r_{med} = 898,1870 \text{ km}$



(c) $r_{med} = 2019,7595 \text{ km}$



(d) $r_{med} = 3254,7122 \text{ km}$

5.2 Estudo de órbitas na vizinhança de Deimos

Os primeiros resultados gerais para órbitas na vizinhança de Deimos são mostrados na Tabela 5.5, que identifica as primeiras cinco órbitas, em valores crescentes de distâncias médias (em km) relacionados as Figuras 5.14 a 5.16. Todos eles começam em pontos iniciais que estão próximos a lua, sendo o valor de D por volta de 20 km e θ próximo a 110 graus. A componente x da velocidade inicial é sempre 0,01 km/s, enquanto que a componente y é sempre zero. Os valores da razão A/m considerados são zero e 0,02 m²/kg, indicando que valores maiores para este parâmetro fazem o veículo espacial permanecer a distâncias maiores de Deimos, como ocorreu com Fobos. As distâncias médias em 30 dias de simulações estão por volta de 320 km. As Figuras 5.14 a 5.16 apresentam os mapas de cor Tipo 1 para estas órbitas em torno de Deimos. A dispersão das distâncias médias é apresentada para os mesmos casos considerados para Fobos: sem a presença da pressão de radiação solar, $A/m = 0$, como mostra a Figura 5.14; e considerando a pressão de radiação solar, com $A/m = 0,02$ m²/kg e $\nu = 90$ graus, como mostra a Figura 5.15. O caso em que $A/m = 1$ m²/kg e $\nu = 90$ graus é mostrado na Figura 5.16. Nestas figuras, as distâncias iniciais variam de 20 a 80 km e o ângulo θ varia entre 96 e 123 graus, com as componentes da velocidade fixadas em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$, em todos os casos. As regiões em preto nas figuras também indicam as condições iniciais que levam o veículo espacial a colidir com Deimos em menos de 30 dias.

Tabela 5.5 - Valores de distâncias médias para as cinco trajetórias mais próximas à Deimos considerando: $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$.

A/m (m ² /kg)	ν (graus)	D (km)	θ (graus)	r_{med} (km)
0,02	0	21	1	317,63339
0	-	20	1	318,52810
0	-	21	0	319,96184
0,02	0	21	359	321,72845
0,02	0	24	1	322,81564

Figura 5.14 - Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 0$ considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$.

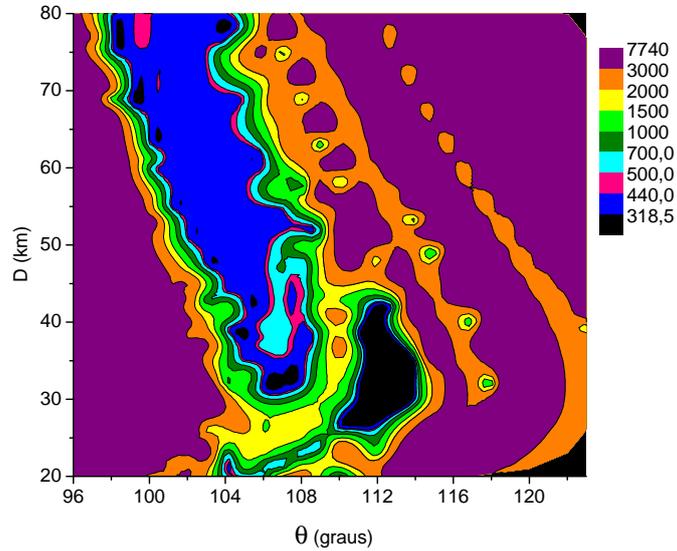


Figura 5.15 - Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 0,02$ m²/kg e $\nu = 90$ graus considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$.

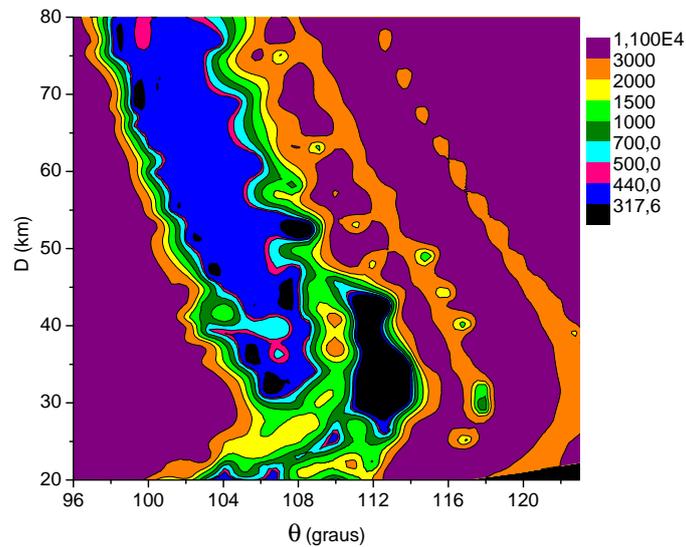
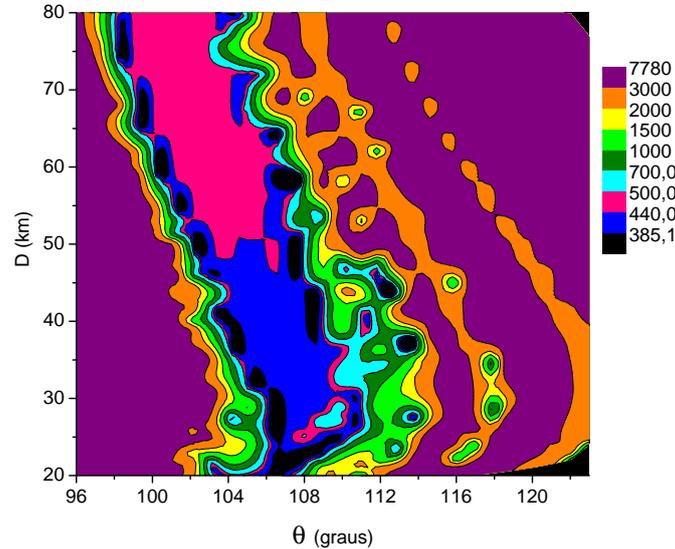


Figura 5.16 - Distribuição das distâncias médias como função da distância inicial e ângulo θ para $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 90$ graus considerando fixas as componentes de velocidade em $v_x = 0,01 \text{ km/s}$ e $v_y = 0$.



Nos resultados para Deimos, mostrados nas Figuras 5.14 a 5.16, ao contrário do que ocorreu para as órbitas em torno de Fobos, as distâncias médias mudam quase continuamente dos menores para os maiores valores em cada figura. Os menores valores de distâncias média das Figuras 5.14, 5.15 e 5.16 são 318,5 km, 317,6 km e 385,1 km, respectivamente. Os maiores valores para cada caso são 7.740 km, 11.000 km e 7.780 km, respectivamente. Outra grande diferença está na região com distâncias iniciais de 25 a 45 km e $\theta = 112$ graus. As Figuras 5.14 e 5.15 apresentam uma grande região de colisão, que não está presente na Figura 5.16, onde estas regiões estão mais espalhadas no gráfico. Nota-se também que algumas regiões em azul escuro, Figuras 5.14 e 5.15, se tornam vermelhas, o que significa que a pressão de radiação solar aumentou as distâncias médias entre a lua e o veículo espacial. Existem ainda algumas diferenças entre as Figuras 5.14 e 5.15, onde a pressão de radiação solar passou de zero para $0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$. Essas diferenças são no sentido de reduzir os valores das distâncias médias, como a região azul claro tornando-se azul escuro para distâncias entre 35 e 50 km com $\theta = 106$ graus. Há também modificações que aumentam as distâncias médias, como algumas regiões laranja tornando-se roxas, na região de distâncias de 50 a 80 km e θ próximo a 110 graus.

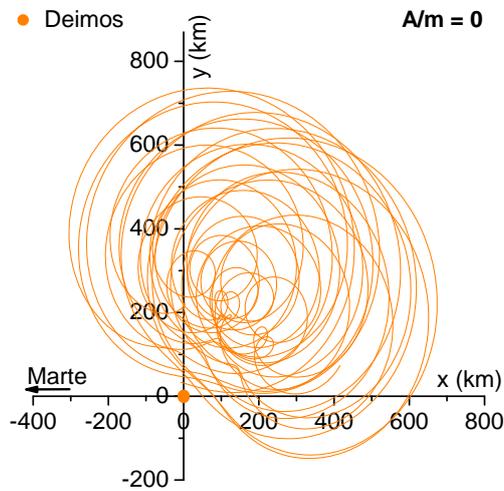
Utilizando os mapas de cores, Figuras 5.14 a 5.16, alguns conjuntos de condições iniciais são escolhidos para traçar as trajetórias correspondentes próximas à Deimos

por um período de 30 dias. A Tabela 5.6 apresenta as distâncias médias (em km) para dois valores de A/m , 0,02 e 1 m^2/kg , considerando os seguintes valores para ν : 0, 90, 180 e 270 graus. As condições iniciais do veículo espacial consideradas com respeito a Deimos são: distância inicial de 36 km, $\theta = 108$ graus, e componentes de velocidade inicial $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$. As Figuras 5.17 e 5.18 apresentam as trajetórias com o sistema de referência centrado em Deimos. As dimensões de Deimos não estão em escala e a posição de Marte está indicada por uma seta apontando para a esquerda. A Figura 5.17(a) apresenta a trajetória sem considerar a pressão de radiação, $A/m = 0$, e distância média igual a 353,97064 km. As Figuras 5.17(b) a 5.18(d) apresentam as trajetórias para $A/m = 1$ e 0,02 m^2/kg , considerando ν igual a 0, 90, 180 e 270 graus.

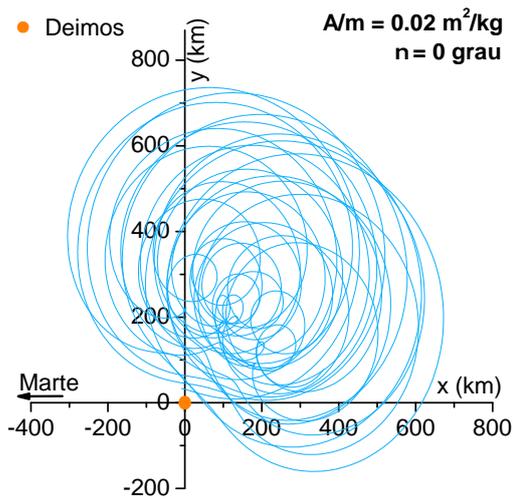
Tabela 5.6 - Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à Deimos para uma distância inicial de 36 km, $\theta = 108$ graus, $v_x = 0,01$ km/s e $v_y = 0$, e intervalo de tempo de 30 dias para dois valores de pressão de radiação (SRP) e quatro valores de posição do Sol. O valor quando a pressão de radiação solar não está sendo considerado é 353,97064 km.

ν (graus)	r_{med} (km)	
	$A/m = 0,02$ (m^2/kg)	$A/m = 1$ (m^2/kg)
0	351,07142	1494,88129
90	355,64501	409,76287
180	356,00779	471,70432
270	352,57724	321,82967

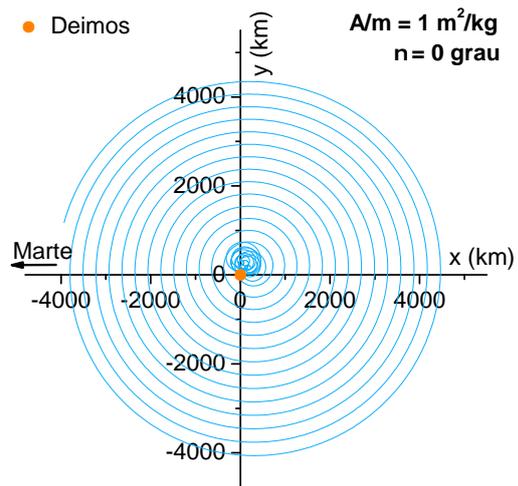
Figura 5.17 - Trajetórias próximas à Deimos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν .



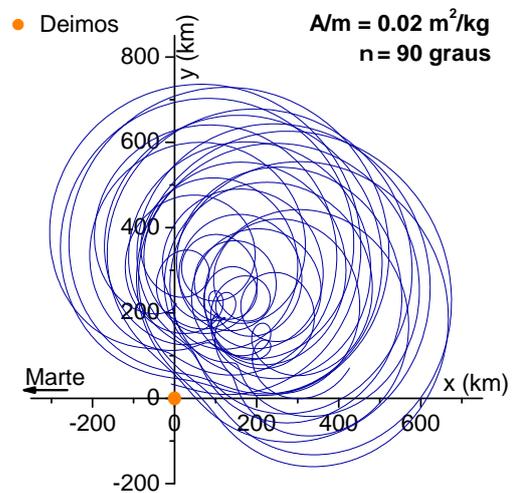
(a) $r_{med} = 353,97064$ km



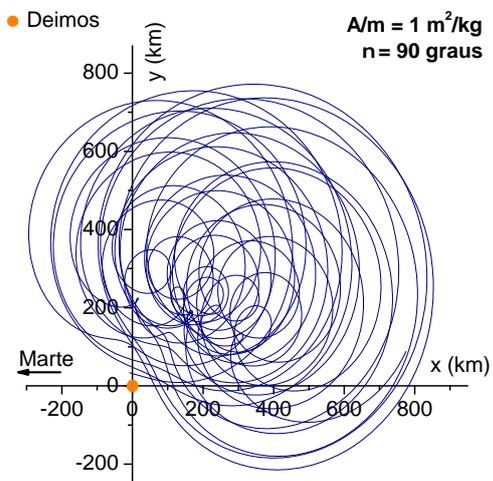
(b) $r_{med} = 351,07142$ km



(c) $r_{med} = 1494,88129$ km

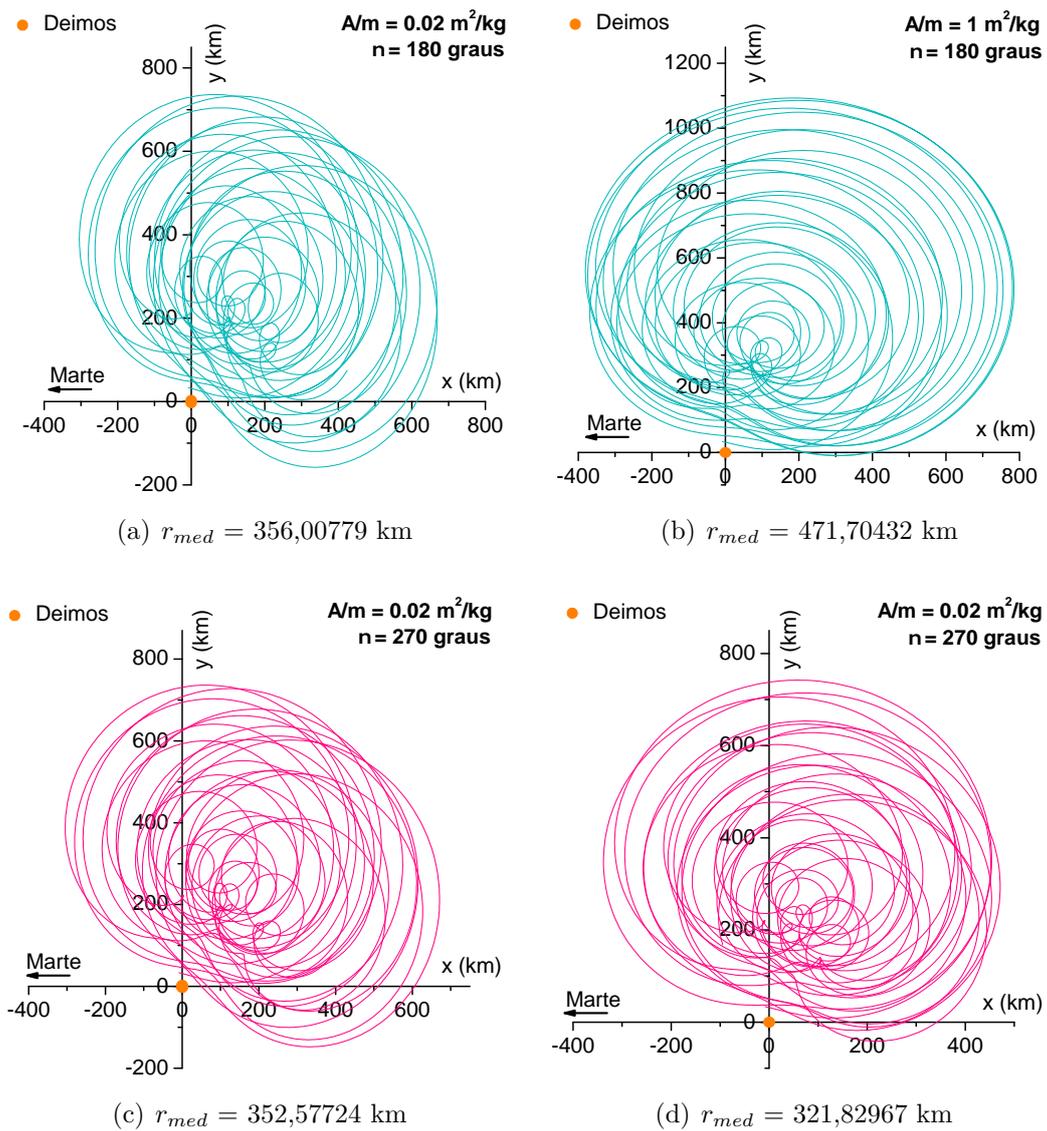


(d) $r_{med} = 355,64501$ km



(e) $r_{med} = 409,76287$ km

Figura 5.18 - Trajetórias próximas à Deimos considerando o mesmo conjunto de condições iniciais mas variando o valor da relação de A/m e de ν , continuação.



Analisando a Tabela 5.6 e as Figuras 5.17 e 5.18, nota-se que existem diferenças na forma e nas distâncias médias, mesmo para as mesmas condições iniciais. Isso significa que a pressão da radiação solar é muito mais ativa nas órbitas próximas a Deimos, em comparação com as órbitas equivalentes ao redor de Fobos. Há duas razões para esse fato. Deimos tem uma massa menor, $2 \times 10^{15} \text{ kg}$, enquanto Fobos tem $10,8 \times 10^{15} \text{ kg}$, o que significa que o campo de gravidade de Deimos é mais fraco e a força devido à pressão de radiação solar é relativamente mais importante. A segunda razão é que Deimos está mais longe de Marte em comparação com Fobos, 23.460 km contra 9377 km, o que significa que a gravidade de Marte é também menor em Deimos. A combinação desses dois fatores torna a pressão da radiação solar mais forte, quando comparada às forças gravitacionais, perto de Deimos, afetando assim muito mais as trajetórias.

Observando com mais detalhes as trajetórias é visível que, para $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 0$ grau, 5.17(c), tem-se a maior distância média, 1494,88129 km, comparado com o valor de 353,97064 km, que ocorre para o caso em que $A/m = 0$, como mostra a Figura 5.17(a). É uma diferença de mais de 1000 km, indicando um efeito muito grande da pressão da radiação solar. No caso onde $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 270$ graus, Figura 5.18(d), o valor da distância média é 321,82967 km, sendo inferior ao valor para o caso com $A/m = 0$ mostrado na Figura 5.17(a). Isso significa que a pressão de radiação solar está ajudando a manter o veículo espacial mais perto da lua. Também é possível ver mudanças na forma das órbitas, mesmo nas órbitas com $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$. Em geral, as trajetórias são muito úteis para colocar um veículo espacial para observar Deimos. Elas têm passagens repetidas perto de Deimos, mas abrangendo grandes áreas do espaço. Também é observado que elas são "órbitas setoriais", com o veículo espacial passando a maior parte do tempo na parte superior direita dos gráficos.

O presente estudo se estende agora para os mapas de Tipo 2. As Figuras 5.19 a 5.21 apresentam os resultados para as órbitas na vizinhança de Deimos. A dispersão das distâncias médias é apresentada para os mesmos casos mostrados anteriormente: sem considerar a pressão da radiação solar, $A/m = 0$, como mostra a Figura 5.19; e considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus, como mostra a Figura 5.20. Também é considerado o caso onde $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus, que é mostrado na Figura 5.21. Nestas figuras, a componente da velocidade varia entre 0,01 e 0,29 km/s para v_x , e de -0,0006 a 0,0008 km/s para v_y , sempre mantendo a distância inicial fixa em 20 km e $\theta = 120$ graus. As regiões pretas nas figuras também indicam as condições iniciais que terminam em colisões

do veículo espacial com a lua em menos de 30 dias.

Figura 5.19 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial sem considerar a pressão de radiação solar. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.

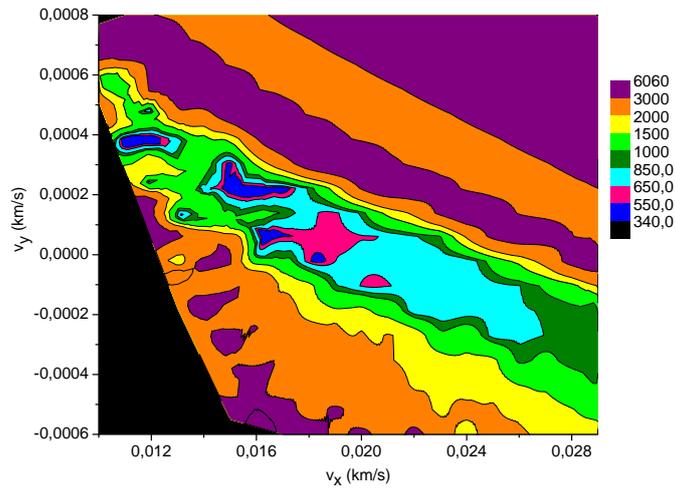


Figura 5.20 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $A/m = 0,02 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.

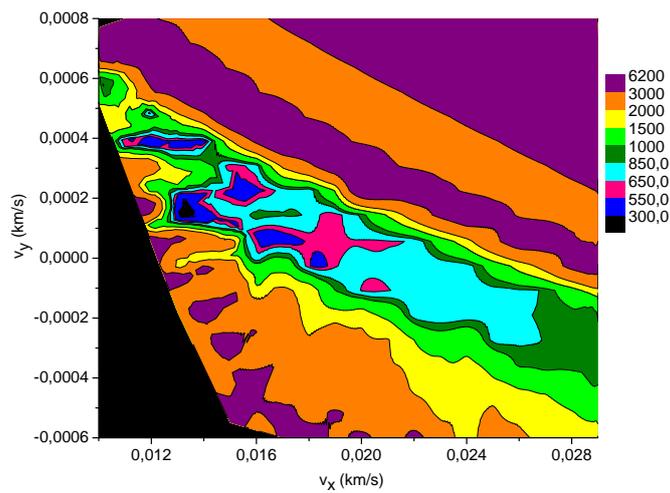
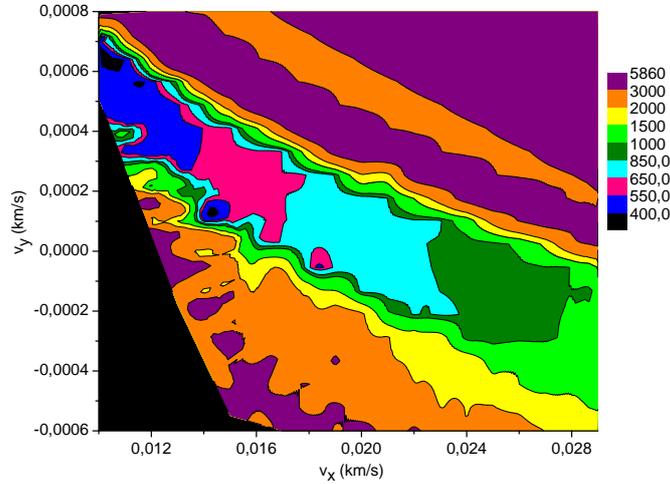


Figura 5.21 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 120 graus, respectivamente.



Nas Figuras 5.19 a 5.21 observa-se algumas diferenças no valor mínimo das distâncias médias, que são, respectivamente, 340 km, 300 km e 400 km. Significa que o menor valor para a pressão de radiação faz com que o veículo espacial fique mais perto da lua, enquanto valores maiores fazem o veículo espacial ficar mais longe da lua. A Figura 5.21 tem a maior distância média mínima, mas a região de 400 a 550 km desta figura é maior quando comparada às mesmas regiões nas Figuras 5.19 e 5.20. O mesmo ocorre para a região de 550 a 650 km. Também é interessante notar que a Figura 5.21 tem a menor distância média máxima, que é 5860 km, enquanto que para as Figuras 5.19 e 5.20 estes valores são, respectivamente, 6060 km e 6200 km. Nas Figuras 5.19 a 5.21 as distâncias médias mudam continuamente, aumentando do valor mais baixo, logo após a região de colisão, para o valor mais alto. Em seguida as regiões laranja destas figuras representam uma distribuição contínua das distâncias médias, oposta ao que ocorreu nas figuras equivalentes feitas para Fobos.

Utilizando os mapas de cor Tipo 2, Figuras 5.19 a 5.21, condições iniciais são selecionadas a partir de vários intervalos de distâncias médias, tomando pares de componentes da velocidade inicial, v_x e v_y , para os três valores de A/m (0, 0,02 e $1 \text{ m}^2/\text{kg}$). A Tabela 5.7 apresenta cada conjunto de condições iniciais e a distância média relativa a cada intervalo.

A Tabela 5.7 mostra que, embora as distâncias médias sejam diferentes para os

três valores de A/m , eles estão dentro da mesma faixa de distância média para o mesmo conjunto de condições iniciais. As Figuras 5.22 e 5.23 apresentam trajetórias próximas a Deimos utilizando os dados da Tabela 5.7 para valores de $A/m = 0$, sem considerar pressão de radiação; e a situação onde $A/m = 1 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 180$ graus. O objetivo é comparar os dois casos. Deimos é colocado na origem do sistema de coordenadas.

Tabela 5.7 - Valores de distâncias médias para trajetórias na vizinhança de Deimos com distância inicial de 20 km, $\theta = 120$ graus, posição angular inicial do Sol 180 graus e intervalo de tempo de 30 dias para os seis primeiros intervalos de distâncias médias.

Intervalos de distância média (km)	v_x (km/s)	v_y (km/s)	r_{med} (km)		
			$A/m = 0$	$A/m = 0,02$ (m^2/kg)	$A/m = 1$ (m^2/kg)
300-550	0,012	0,00037	378,9053	381,1735	489,3206
550-650	0,017	0,00025	543,7277	550,2396	647,5294
650-850	0,022	0	698,1705	703,3433	829,1632
850-1000	0,027	-0,00027	854,6778	854,9777	990,7471
1000-1500	0,028	-0,00011	1259,0790	1301,2973	1003,5978
1500-2000	0,026	-0,00049	1504,2015	1507,8625	1688,8643

Figura 5.22 - Trajetórias na vizinhança de Deimos variando a velocidade inicial.

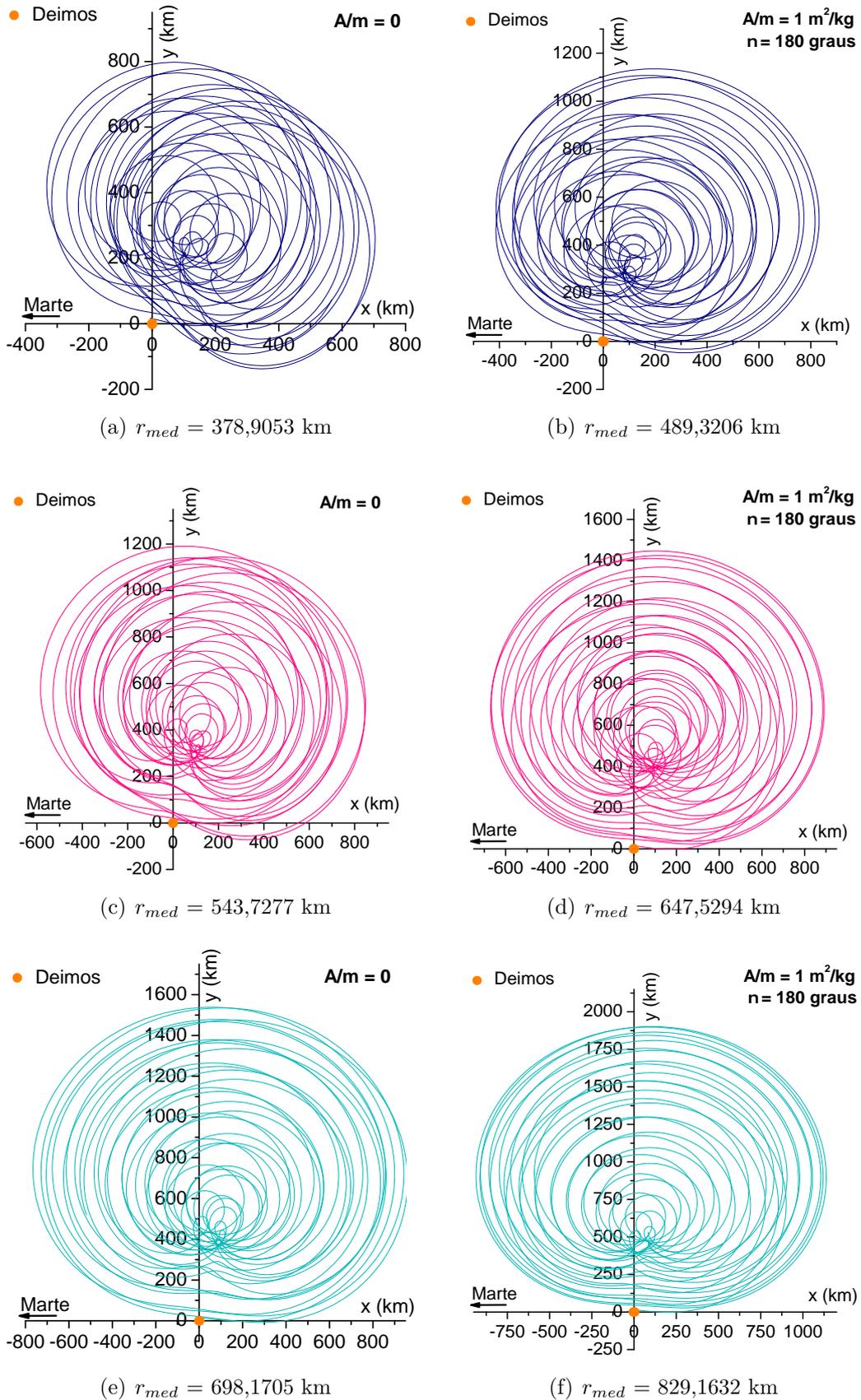
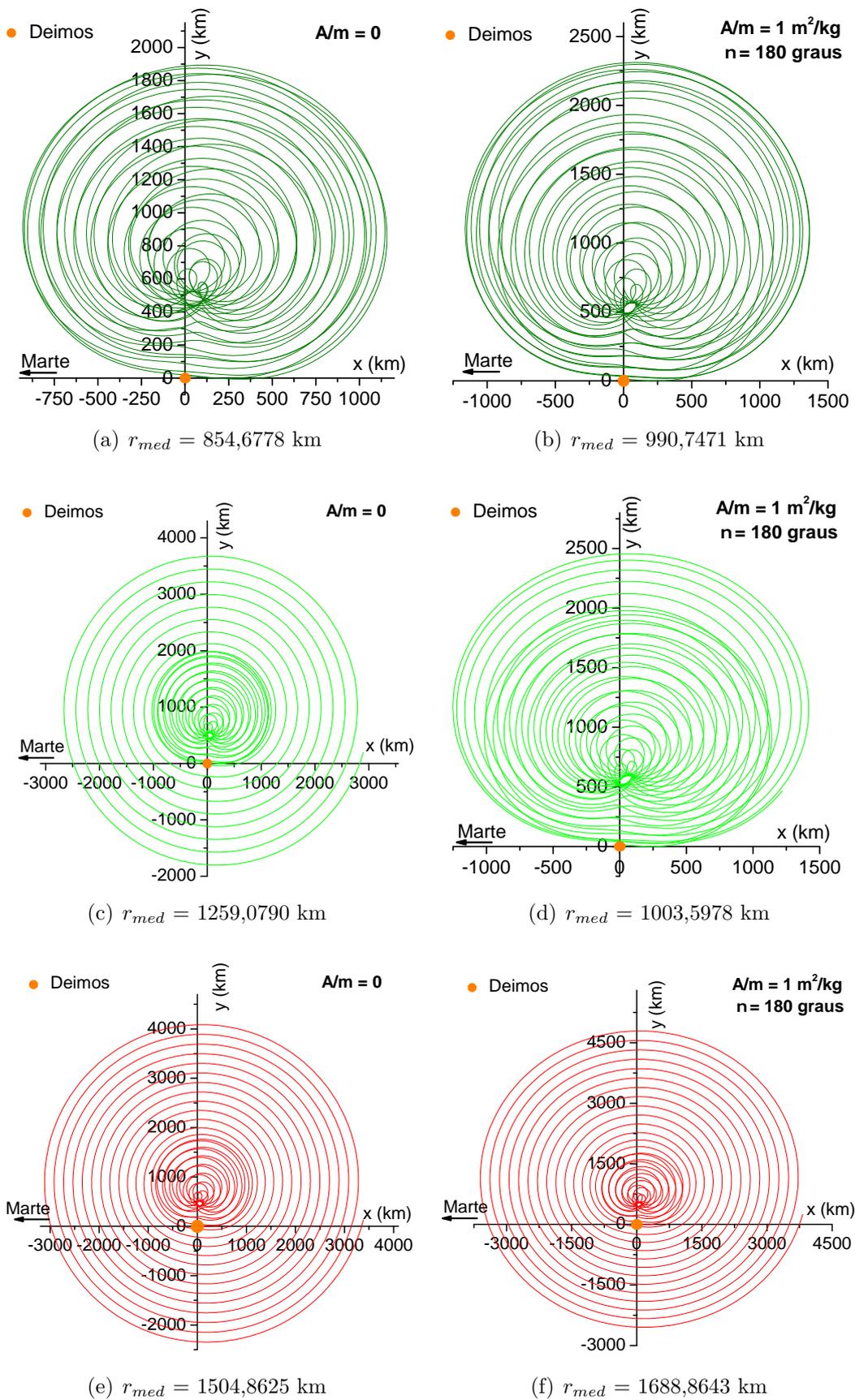


Figura 5.23 - Trajetórias na vizinhança de Deimos variando a velocidade inicial, continuação.



Observando as Figuras 5.22 e 5.23, nota-se que a variação das componentes da velocidade inicial, v_x e v_y , alteram a forma da órbita e sua distribuição no sistema de coordenada x-y, mesmo considerando que a distância inicial e o ângulo θ são os mesmos, fixos em 20 km e 120 graus. Em todos os casos observa-se que, durante o tempo de integração, as Figuras 5.22(a) a 5.23(b) e 5.23(d), ou no início das trajetórias das Figuras 5.23(c), 5.23(e) e 5.23(f), a órbita permaneceu no norte de Deimos, na região de valores positivos de y . Quanto maior a distância média, maior a amplitude da órbita. Nenhuma condição inicial foi encontrada onde a órbita circunda completamente Deimos para pequenas distâncias, como encontrado para Fobos. Deimos é circundado somente em movimento prógrado, anti-horário, para valores grandes da distâncias médias e após algum tempo, como mostrado nas Figuras 5.23(c), 5.23(e) e 5.23(f).

6 RESULTADOS PARA O ASTEROIDE PALLAS

Os resultados das simulações para as órbitas na vizinhança da lua de Pallas, considerando o tempo de integração das órbitas de 30 dias, serão apresentadas neste capítulo. A Tabela 6.1 apresenta os dados físicos e orbitais, referentes a Pallas e sua lua, utilizados neste trabalho, tais como o diâmetro médio, massa, semi-eixo maior e período orbital dos corpos.

Tabela 6.1 - Dados físicos e orbitais do Asteroide Pallas e sua provável lua.

Corpo Celeste	Diâmetro médio (km)	Massa (kg)	Semi-eixo maior	Período orbital
Pallas	520	$2,1 \times 10^{20}$	$2,77 \text{ ua}^\dagger$	$4,6 \text{ a}^\dagger$
lua	1,0	$2,8 \times 10^{10}$	750 km^\ddagger	$9,48 \text{ h}^\ddagger$

[†] ao redor do Sol

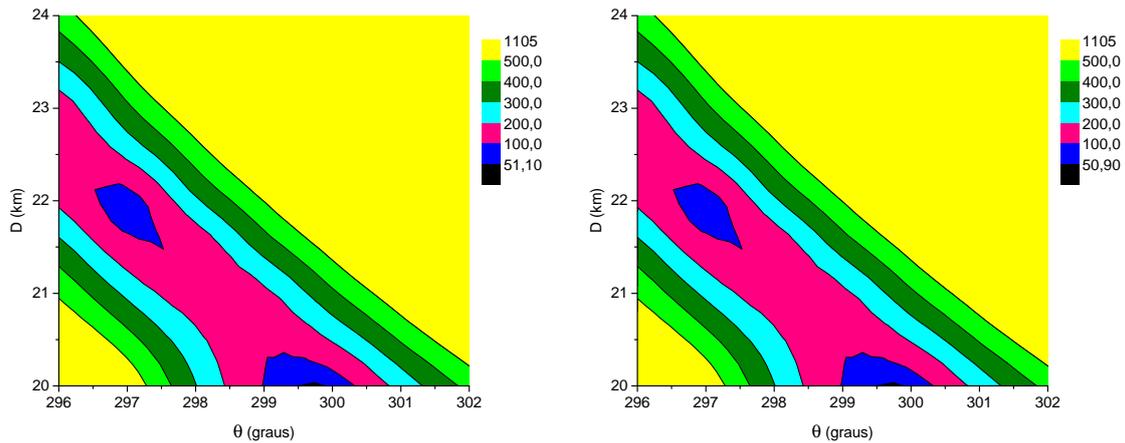
[‡] ao redor de Pallas

A seguir, na Tabela 6.2, são apresentados os cinco primeiros valores gerais de distância média para órbitas próximas à lua de Pallas, com e sem a influência da pressão de radiação solar. Os valores de distância média são apresentados em ordem crescente e estão relacionados a Figura 6.1. As condições iniciais da posição apresentam valores por volta de 20 km para D e próximo de 300 graus para θ . As componentes de velocidade são $v_x = 0,006 \text{ km/s}$ e $v_y = -0,002 \text{ km/s}$. Os valores da razão A/m são zero e $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ para os casos sem e com pressão de radiação, respectivamente. Lembrando que o valor de $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ é um valor compatível com o previsto para o veículo espacial da missão Aster. As distâncias médias variam de 51 a 172 km, aproximadamente, para 30 dias de simulação. A Figura 6.1 apresenta os mapas de cor Tipo 1, para estas órbitas ao redor da lua de Pallas. A distribuição das distâncias médias é apresentada para os seguintes casos: sem a presença da pressão de radiação solar, $A/m = 0$, Figura 6.2(a); e considerando a pressão de radiação solar, com $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e $\nu = 0$ grau, Figura 6.2(b). As distâncias iniciais variam de 20 a 24 km e o ângulo θ varia entre 296 e 302 graus. As componentes de velocidade estão fixas em $v_x = 0,006 \text{ km/s}$ e $v_y = -0,002 \text{ km/s}$, em todas as figuras. A pequena região em preto nas figuras indica as condições iniciais que levam o veículo espacial a colidir com a lua de Pallas em menos de 30 dias.

Tabela 6.2 - Valores de distâncias médias para cinco trajetórias ao redor da lua de Pallas, considerando: $v_x = 0,006$ km/s e $v_y = -0,002$ km/s, $A/m = 0,01$ m²/kg, e intervalo de tempo de 30 dias.

D (km)	θ (graus)	r_{med} (km)	
		sem srp	$\nu = 0$ (grau)
20,0	300	51,11176	50,93466
22,0	297	62,38864	62,47891
21,5	298	122,2082	122,3230
23,0	296	142,8336	142,9505
21,0	299	171,9627	172,0797

Figura 6.1 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = 0,006$ km/s e $v_y = -0,002$ km/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus).



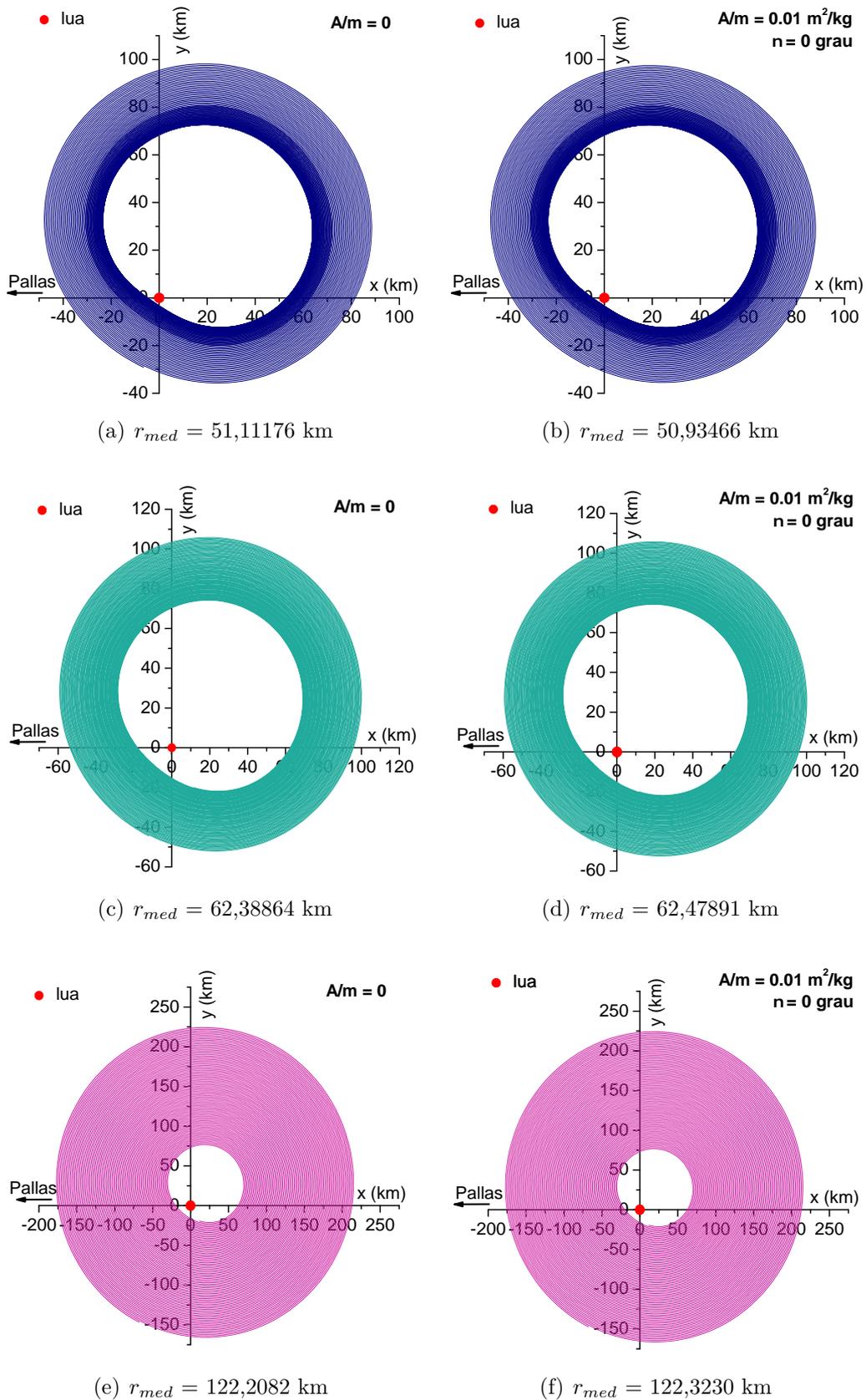
(a) Sem considerar a pressão de radiação solar: $A/m = 0$.

(b) Considerando a pressão de radiação solar: $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 0$ grau.

Analisando os resultados iniciais para a lua de Pallas, Figuras 6.1(a) e 6.1(b), nota-se que elas são praticamente iguais. A única diferença visível entre as figuras é o valor da menor distância média, 51,1 e 50,9 km, respectivamente. É bom recordar que, para Fobos e Deimos, os gráficos de cores Tipo 1 apresentaram diferenças, mesmo que sutis, nas condições sem e com a influência da pressão de radiação solar, independente da posição angular do Sol considerada. As Figuras 6.1(a) e 6.1(b) apresentam, ainda, uma distribuição das distâncias médias de modo quase contínuo, do menor para os maiores valores. As menores distâncias médias estão concentradas para valores de D entre 21 e 22 km e θ de 297 graus; e para valores de D entre 20 e 21,5 km e θ entre 299 e 300 graus, regiões em azul. Há somente uma região muito pequena, próxima a D igual a 20 e θ igual 300 graus, logo abaixo da região em azul na mesma posição, indicando as colisões entre o veículo espacial e a lua, que é a região em preto.

Para ilustrar algumas órbitas próximas à lua de Pallas são escolhidos os três primeiros conjuntos de condições iniciais da Tabela 6.2. As condições iniciais de posição do veículo espacial com respeito a lua, são: $D = 20$ km e $\theta = 300$ graus; $D = 22$ km e $\theta = 297$ graus; $D = 21,5$ km, e $\theta = 298$ graus. Para todos os casos, as componentes de velocidade inicial são: $v_x = 0,006$ km/s e $v_y = -0,002$ km/s. A Figura 6.2 apresenta estas trajetórias. No lado esquerdo das figuras estão as trajetórias que não consideram a pressão de radiação solar, indicadas por $A/m = 0$. No lado direito estão as trajetórias que consideram a pressão de radiação solar, indicadas por $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 0$ grau. A lua de Pallas está fixa na origem dos sistemas de referência.

Figura 6.2 - Trajetórias próximas à lua de Pallas, onde a lua é representada na origem dos sistemas de referência sem estar em escala.



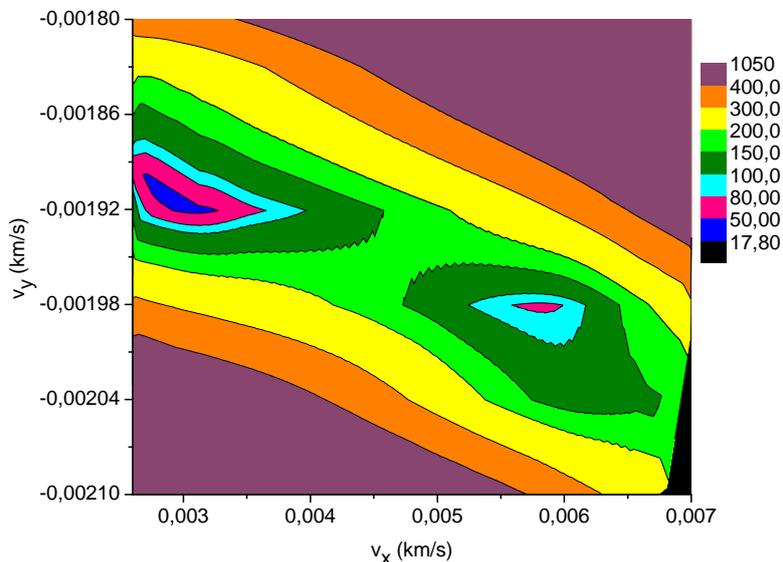
Observa-se na Figura 6.2 que não existe diferença na forma das trajetórias que possuem as mesmas condições iniciais, estando elas ou não sobre a influência da pressão da radiação. Diferentemente do que ocorre para as luas Fobos e Deimos. Com base nestes resultados, pode-se concluir que a pressão de radiação não influencia de modo significativo na forma das órbitas e nem nas distâncias médias do veículo espacial-lua para o intervalo de tempo de 30 dias. Isso é mostrado na Tabela 6.2. Isso se deve ao asteroide Pallas estar localizado bem distante do Sol, 2,77 ua, e o valor de A/m do veículo espacial ser pequeno, de $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$. Neste caso, como a massa de Pallas é da ordem de 10^{10} vezes maior que da sua lua, e ambos estão separados por apenas 750 km de distância, a força gravitacional é um fator muito mais forte e importante. Por isso os mapas de cores Tipo 1 também não apresentaram diferenças entre si.

Observando as trajetórias com mais detalhes, é visível que todas elas circundam a origem do sistema de referência, mas estão deslocadas para a direita. Lembrando que todas começam em distâncias iniciais próximas de 20 km e ângulos próximos à 300 graus. As Figuras 6.2(a) e 6.2(b) apresentam trajetórias que podem se aproximar até 10 km da lua e se afastar por até 100 km. Têm uma diferença entre sua parte interna e a externa, ou seja, espessura da órbita, de cerca de 35 a 50 km. Já as Figuras 6.2(c) e 6.2(d) mostram trajetórias que estão entre 20 e 100 km, aproximadamente, da lua. A diferença entre suas partes internas e externas são de aproximadamente 40 km. Por fim, nas Figuras 6.2(e) e 6.2(f), as trajetórias se aproximam da lua até cerca de 20 km, mas se distanciam por mais de 200 km. Elas apresentam uma diferença de aproximadamente 150 km entre suas partes internas e externas. Em todas as Figuras, de 6.2(a) a 6.2(f), as trajetórias evoluem em movimento prógrado, sentido anti-horário.

A influência da pressão de radiação solar não se mostrou muito significativa. Sendo assim, para os estudos dos mapas de cores de Tipo 2, ela não será considerada. Na Figura 6.3 estão os resultados para as órbitas próximas a lua de Pallas. As distâncias médias são apresentadas para valores de v_x que variam entre 0,0026 e 0,007 km/s, e valores de v_y que variam de -0,0021 a -0,0018 km/s. Estão fixas a distância inicial em 20 km e θ em 300 graus. As condições iniciais que indicam as colisões entre o veículo espacial e a lua, em menos de 30 dias, estão indicadas em preto.

Na Figura 6.3 as distâncias médias se distribuem continuamente. Elas aumentam do valor mais baixo, 17,8 km, que é o menor valor encontrado até o momento, para o valor mais alto, 1050 km. O menor valor se encontra na região azul escuro, que

Figura 6.3 - Distribuição dos valores de distâncias médias variando as componentes da velocidade e sem considerar a pressão de radiação solar. A distância inicial e o ângulo θ são fixados em 20 km e 300 graus, respectivamente.



representa valores até 50 km. Os valores de velocidade v_x e v_y variam próximos de 0,003 km/s e de -0,00192 km/s, respectivamente. As regiões em rosa, azul claro e verde escuro representam valores de distâncias médias para faixas de 50 a 80 km, 80 a 100 km e de 100 a 150 km, respectivamente. Estão localizadas próximos a dois pares distintos de velocidades v_x e v_y ; 0,003 e -0,00192 km/s, e 0,006 e -0,002 km/s.

Utilizando o mapa de cor Tipo 2, Figura 6.3, são escolhidos conjuntos de condições iniciais relativos aos oito menores valores de distâncias médias para se desenhar novas trajetórias ao redor da lua de Pallas. A Tabela 6.3 apresenta cada conjunto de condição inicial e a respectiva distância média. As Figuras 6.4 a 6.5 representam estas trajetórias. A lua de Pallas é novamente colocada na origem do sistema de referência.

Observando as Figuras 6.4 e 6.5, se tem novamente o aparecimento das "órbitas setoriais", neste caso para valores de distâncias médias abaixo de 50 km. As Figuras 6.4(a) a 6.4(b) ilustram este tipo de órbita. Seus valores de distâncias médias são, respectivamente: 17,86786 km, 18,01455 km, 18,06713 km e 18,15491 km. Todas elas estão localizadas a direita do sistema de coordenadas e quase que homogeneamente distribuídas entre os valores positivos e negativos de y e ao redor de 20 km no eixo x .

Elas chegam a uma distância de cerca de 2 km da lua, se tornando muito úteis para observação mesmo sem circundá-la. Também aparecem as órbitas que circundam a origem do sistema de referência mas estão deslocadas para a direita, parecidas com as órbitas anteriores. A diferença é que, dessa vez, aparece um caso em que a espessura da órbita é de aproximadamente 20 km, mostrado na Figura 6.5(d). Como ocorreu antes, todas as trajetórias estão em movimento prógrado, anti-horário.

Tabela 6.3 - Valores de distâncias médias para trajetórias próximas à lua de Pallas com distância inicial de 20 km, ângulo $\theta = 300$ graus, e intervalo de tempo de 30 dias, para os oito primeiros valores de distância média.

v_x (km/s)	v_y (km/s)	r_{med} (km)
0,0031	-0,0019	17,86786
0,0029	-0,0019	18,01455
0,0030	-0,0019	18,06713
0,0032	-0,0019	18,15491
0,0060	-0,0020	51,11176
0,0061	-0,0020	56,00742
0,0035	-0,0019	69,51402
0,0062	-0,0020	70,80268

Figura 6.4 - Trajetórias próximas à lua de Pallas variando as componentes de velocidade e sem considerar a pressão de radiação.

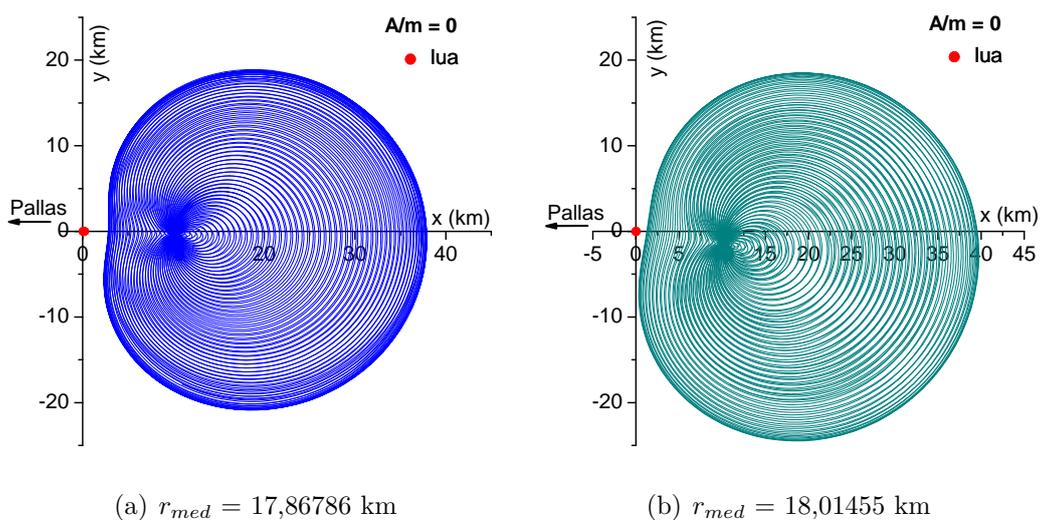
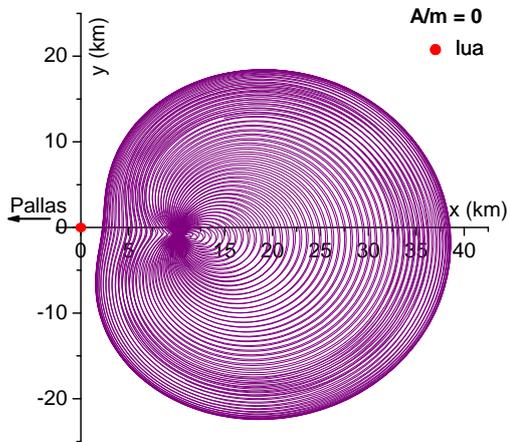
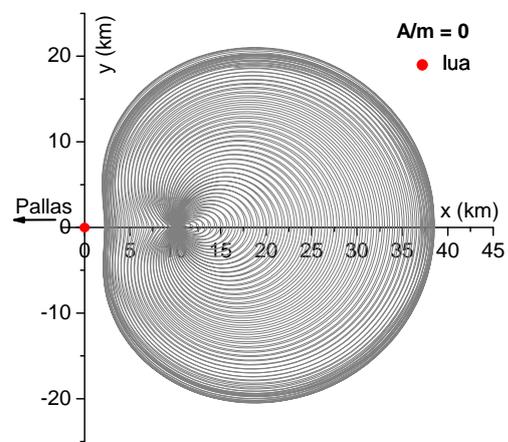


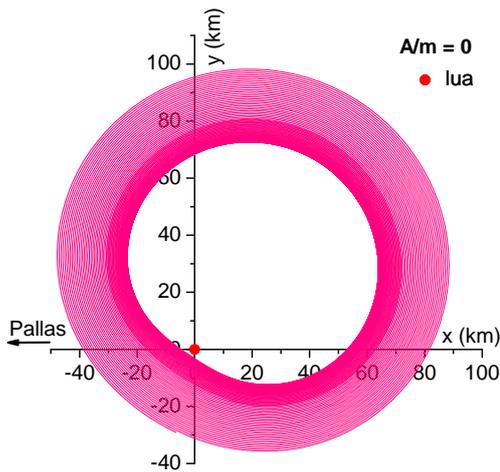
Figura 6.5 - Trajetórias próximas à lua de Pallas variando as componentes de velocidade e sem considerar a pressão de radiação, continuação.



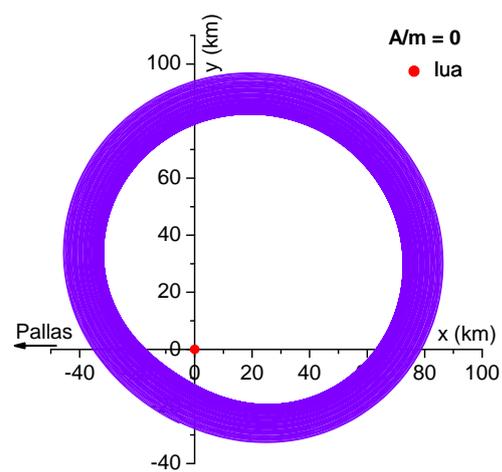
(a) $r_{med} = 18,06713$ km



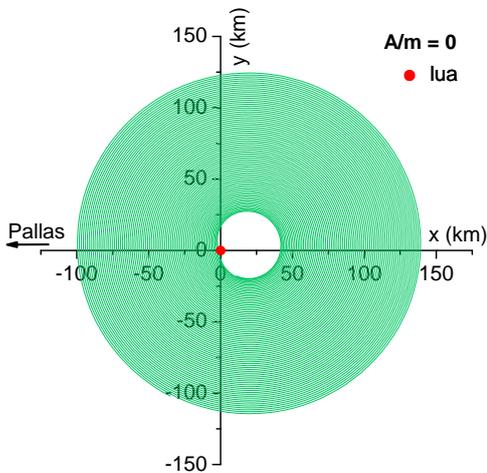
(b) $r_{med} = 18,15491$ km



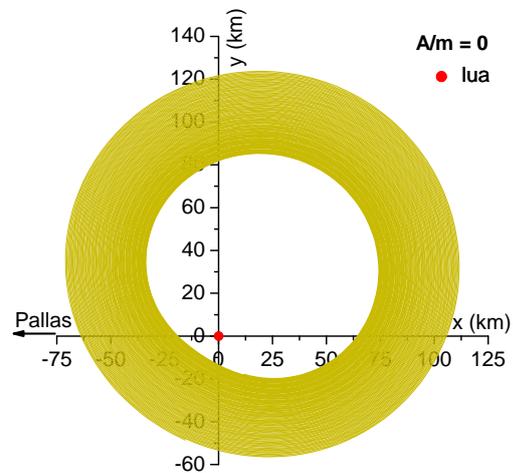
(c) $r_{med} = 51,11176$ km



(d) $r_{med} = 56,00742$ km



(e) $r_{med} = 69,51402$ km



(f) $r_{med} = 70,80268$ km

7 RESULTADOS PARA O ASTEROIDE 2001SN₂₆₃

Neste capítulo, os resultados das simulações para as órbitas ao redor das luas de Alpha, chamadas de Beta e Gama, considerando o tempo de integração das órbitas de 30 dias, serão apresentados. A Tabela 7.1 apresenta os dados físicos e orbitais, referentes a Alpha, Beta e Gama, utilizados neste estudo, tais como o diâmetro médio, massa, semi-eixo maior e período orbital dos corpos.

Tabela 7.1 - Dados físicos e orbitais do Asteroide 2001SN₂₆₃.

Corpo Celeste	Diâmetro médio (km)	Massa (kg)	Semi-eixo maior	Período orbital
Alpha	2,60	$917,466 \times 10^{10}$	$1,99 \text{ ua}^\dagger$	$2,80 \text{ a}^\dagger$
Beta	0,780	$24,039 \times 10^{10}$	$16,633 \text{ km}^\ddagger$	$6,225 \text{ d}^\ddagger$
Gama	0,580	$9,773 \times 10^{10}$	$3,804 \text{ km}^\ddagger$	$0,686 \text{ d}^\ddagger$

[†] ao redor do Sol

[‡] ao redor de Alpha

A princípio, será realizado o estudo das órbitas ao redor de Beta e, em seguida, esse estudo é estendido para Gama.

7.1 Estudo de órbitas ao redor de Beta

Os resultados das simulações para as órbitas ao redor de Beta serão apresentados nesta seção. Na Tabela 7.2 estão indicados, em ordem crescente, o menor valor de distâncias médias (km) relativo a cada uma das Figuras 7.1, 7.2 e 7.3. Os valores de distâncias médias variaram de 906,4 m a 1,2 km, aproximadamente. As Figuras 7.1 a 7.3 apresentam os mapas de cor Tipo 1 para órbitas ao redor de Beta. A distribuição das distâncias médias é apresentada para casos sem e com a pressão de radiação solar. Na Figura 7.1 não é considerada a pressão de radiação, $A/m = 0$. E, nas Figuras 7.2 e 7.3, ela é considerada com $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e valores de ν iguais a 270 e 180 graus, respectivamente. O valor de A/m de $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ é compatível com o valor proposto para a missão Aster. As componentes de velocidade estão fixas em $v_x = -0,1 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$. O ângulo θ varia entre 292 a 320 graus e as distâncias iniciais variam de 0,97 a 1,20 km. As condições iniciais que indicam colisões entre o veículo espacial e a lua, em menos de 30 dias, são indicadas pelas regiões em branco delimitadas pelas bordas das figuras.

Tabela 7.2 - Distâncias médias para órbitas ao redor de Beta para componentes de velocidade fixas em: $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s. O tempo de integração é 30 dias.

ν (graus)	D (km)	θ (graus)	r_{med} (km)
-	0,97	303	0,90673
270	1,01	294	0,98722
180	1,12	306	1,22603

Figura 7.1 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.

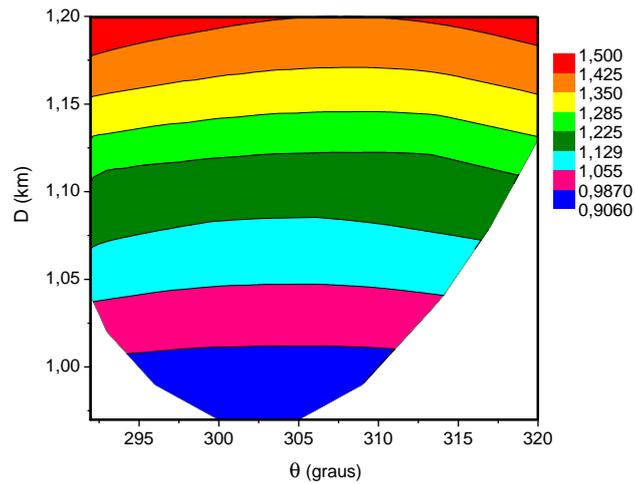


Figura 7.2 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.

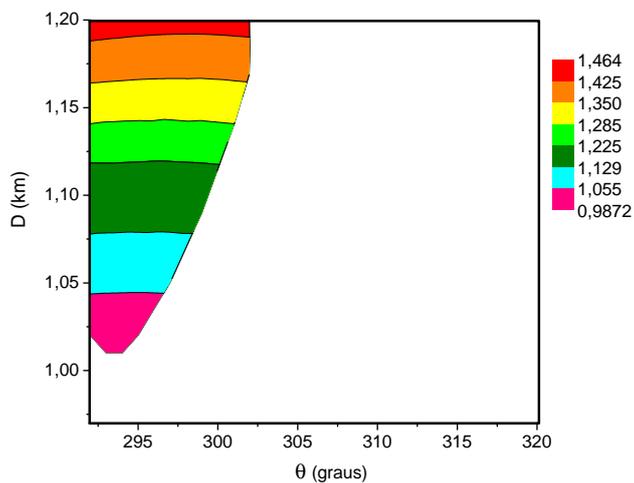
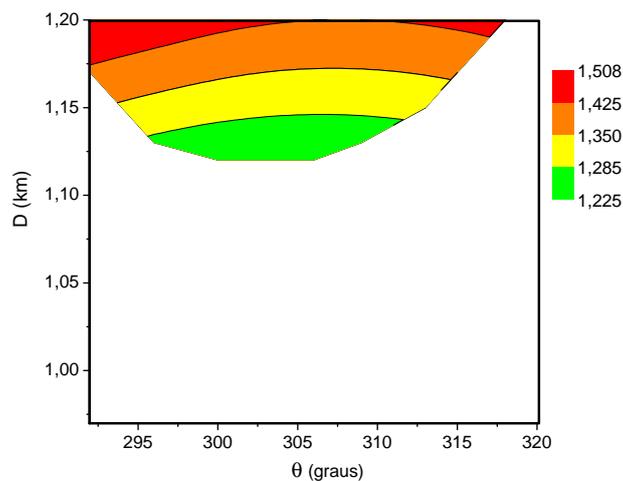


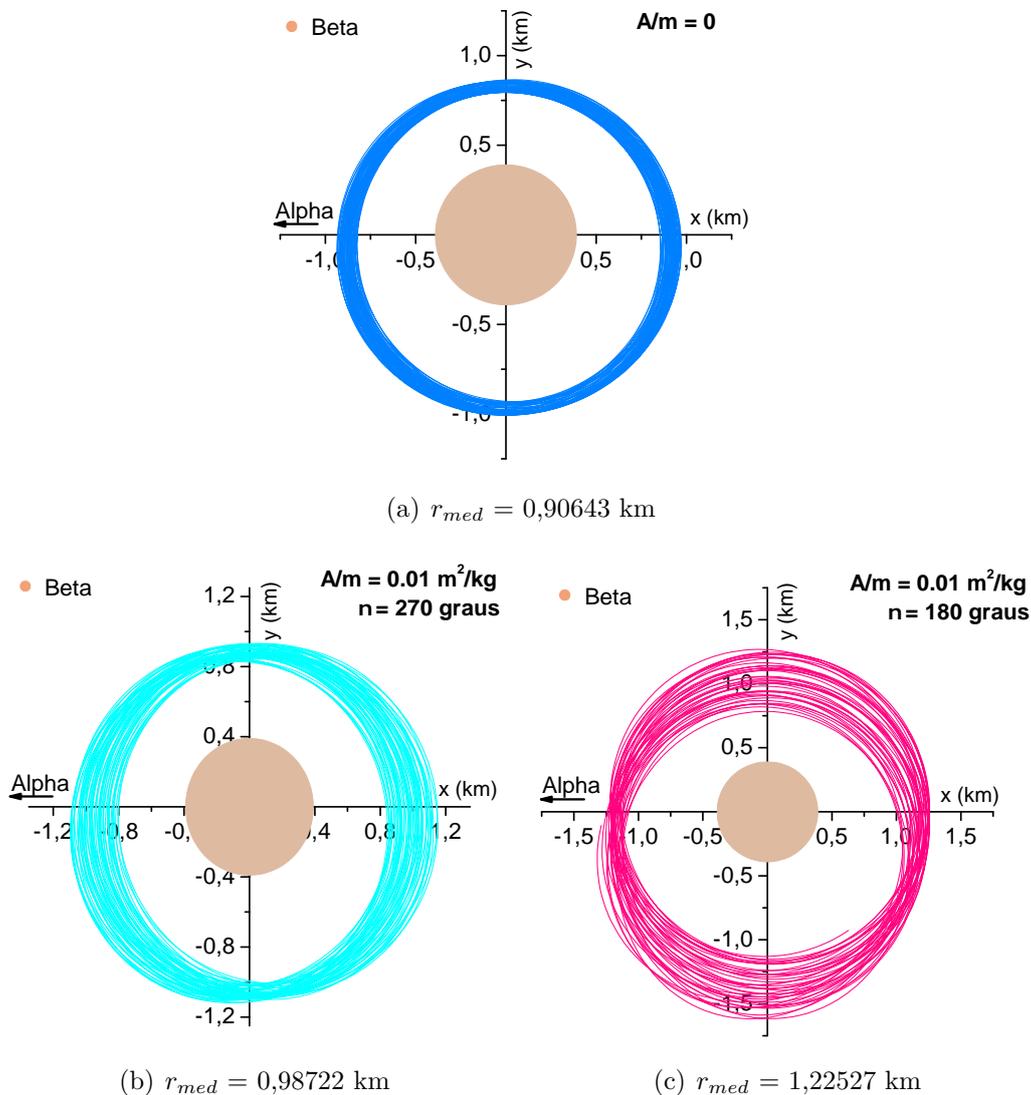
Figura 7.3 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (km) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 180$ graus.



Observando as Figuras 7.1, 7.2 e 7.3 nota-se, imediatamente, que elas são muito diferentes entre si. Na Figura 7.1 as distâncias médias estão, em geral, bem distribuídas entre os intervalos de distância inicial e ângulo θ . Já na Figura 7.2 estes valores estão concentrados a esquerda, entre os intervalos de 1,01 a 1,20 km para D e 292 a 302 graus para θ , aproximadamente. Na Figura 7.3 os valores estão concentrados na região superior, onde D varia de 1,11 a 1,20 km e θ de 292 a 317 graus, aproximadamente. As distâncias médias evoluem de modo quase contínuo, do menor para o maior valor, sem saltos, em todas as figuras de 7.1 a 7.3. Os menores valores de distância média são: 0,906, 0,9872 e 1,225 km. E os maiores valores são: 1,5, 1,464 e 1,508 km, respectivamente. A diferença entre o menor e o maior valor, para cada figura, é de 594, 467 e 283 m, aproximadamente. As maiores distâncias médias têm os maiores valores de D , as regiões em laranja e vermelho. As menores distâncias médias apresentam os menores valores de D , regiões em azul escuro e rosa. A pressão de radiação reduz, substancialmente, os conjuntos de condições iniciais que geram órbitas ao redor de Beta. Isso é comprovado ao se comparar o tamanho das regiões na cor branca, que indicam colisão do veículo espacial com Beta. Na Figura 7.1, que não considera a pressão de radiação, elas estão concentradas nas laterais, para valores de D entre 0,97 e 1,02 km e θ entre 292 e 300 graus e para D entre 0,97 e 1,12 km e θ entre 305 e 320 graus, aproximadamente 1/4 da área total do gráfico. Nas Figuras 7.2 e 7.3, que consideram a pressão de radiação, essa região abrange cerca de 2/3 da área total de cada gráfico.

As trajetórias que correspondem aos dados da Tabela 7.2 são apresentadas nas Figuras 7.4(a), 7.4(b) e 7.4(c). Nelas, Beta é fixado na origem do sistema de referência, e é representado na forma circular com suas dimensões de acordo com a escala das figuras. Neste caso, como as órbitas se mostraram bem próximas, menos de 1 km de distância de Beta, essa abordagem se torna válida. A forma circular para Beta foi adotada por ser a mais simples e também coerente com o modelo.

Figura 7.4 - Trajetórias ao redor de Beta, onde Beta é representado na origem dos sistemas de referência e em escala.



A Figura 7.4 apresenta três perfis de órbitas ao redor de Beta que giram no sentido retrógrado, horário. Verifica-se que elas são bastante estáveis e estão bem próximas a Beta, se aproximando até 500 m de distância dele, aproximadamente. Ao contrário do que ocorreu nos estudos do sistema marciano e do asteroide Pallas, onde as órbitas estavam bem distantes das luas. Na Figura 7.4(a), onde somente a interação gravitacional entre os corpos Alpha e Beta está sendo considerada, o valor da distância média é de apenas 906,43 m. É importante lembrar que Beta é cerca de 38 vezes menor do que Alpha e está localizado a menos de 17 km dele e, mesmo assim, essas características são suficientes para a existência de órbitas bastante coesas ao

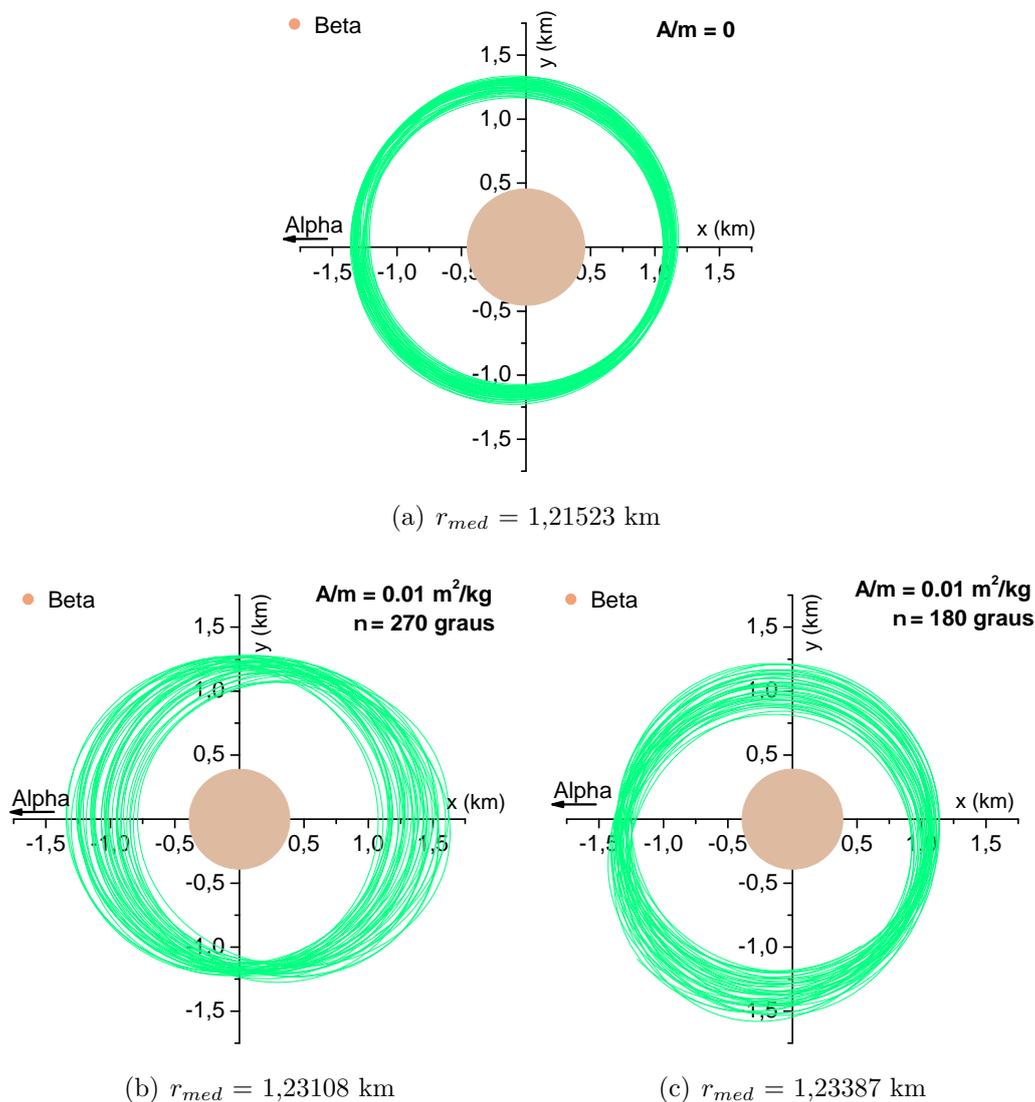
seu redor. Para a Figura 7.4(b), em que se considera a pressão de radiação e $\nu = 270$ graus, o valor da distância média é de 987,22 m. Neste caso a órbita parece se deformar longitudinalmente, na direção do eixo x . E não apresenta mais um perfil tão coeso, principalmente em suas laterais, como no caso anterior. Na Figura 7.4(c), em que se considera a pressão de radiação e $\nu = 180$ graus, o valor da distância média é 1,225 km. A órbita se deforma na transversal, na direção do eixo y . Também não apresenta mais um perfil tão coeso, mas agora isso ocorre, particularmente, nas partes superior e inferior da órbita. É como se as duas últimas órbitas tivessem sido "achatadas" pela pressão da radiação. E este achatamento depende do valor de ν , posição angular inicial do Sol. Vamos analisar estes efeitos do ponto de vista do Sol. Quando ν é igual a 270 graus o Sol está ao Sul de Beta, em valores negativos de y . Existe então uma força no sentido Norte de Beta, em valores positivos de y , fazendo com que a órbita se deforme na direção longitudinal, do eixo x . Quando ν é igual a 180 graus o Sol está a Oeste de Beta, em valores negativos de x . E a força é no sentido Leste de Beta, para valores positivos de x , fazendo com que a órbita se deforme na direção transversal, do eixo y .

A fim de realizar uma verificação mais pormenorizada da ocorrência desses efeitos causados pela pressão de radiação e posição angular inicial do Sol, ν , serão esboçadas novas trajetórias. O mesmo conjunto de condições iniciais serão considerados para os casos sem e com pressão de radiação. Os mesmos casos serão considerados. Sem a pressão de radiação, $A/m = 0$. Com a pressão de radiação tem-se $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$, e os valores de ν de 270 e 180 graus. As condições iniciais escolhidas são: $D = 1,12 \text{ km}$, $\theta = 300$ graus, $v_x = -0,1 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$. A Tabela 7.3 apresenta os valores de distância média (km) relativos a estes parâmetros. As Figuras 7.5(a), 7.5(b) e 7.5(c) apresentam estas trajetórias. Lembrando que Beta é fixado na origem do sistema de referência, representado na forma circular, e suas dimensões estão em escala.

Tabela 7.3 - Valores de distâncias médias para um mesmo conjunto de condições iniciais: $D = 1,12 \text{ km}$, $\theta = 300$ graus, $v_x = -0,1 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$, e intervalo de tempo de 30 dias.

ν (graus)	r_{med} (km)
-	1,21523
270	1,23108
180	1,23387

Figura 7.5 - Trajetórias ao redor de Beta considerando as mesmas condições iniciais.



Analisando a Tabela 7.3 nota-se a variação de alguns metros nas distâncias médias causadas pela pressão da radiação. Os valores para os casos em que ela foi considerada foram maiores do que para o caso em que ela não foi considerada. Para os valores de ν de 270 e 180 graus as distâncias médias foram de 1,23108 e 1,23387 km, respectivamente, apresentando apenas uma diferença de 2,79 m entre elas. Para o caso em que não é considerada a pressão de radiação a distância média foi de 1,21523 km. A diferença entre os casos sem e com a pressão de radiação, para ν igual a 270 e 180 graus, foi de 15,85 e 18,64 m, respectivamente. As Figuras 7.5(a), 7.5(b) e 7.5(c) apresentam os mesmos tipos de perfis das Figuras 7.4(a), 7.4(b) e 7.4(c), respectivamente. Novamente são vistos os mesmos padrões de deformações das órbitas quando

é considerada a pressão de radiação, ou seja, ela se deforma na direção longitudinal para $\nu = 270$ graus, e na direção transversal, para $\nu = 180$ graus. Concluindo, a pressão de radiação não altera de modo significativo o valor da distância média, apenas alguns metros, mas altera de modo relevante a forma da órbita. E esta deformação é sempre perpendicular a posição angular inicial do Sol.

O próximo passo é estudar os efeitos da variação da velocidade inicial mantendo a posição inicial fixa, como mostram os mapas de cor Tipo 2. As Figuras 7.6, 7.7 e 7.8 apresentam estes resultados para órbitas ao redor de Beta, por 30 dias. A dispersão das distâncias médias é apresentada para os mesmos casos anteriores: sem considerar a pressão da radiação solar, $A/m = 0$, na Figura 7.6. Depois considera-se a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e valores de ν iguais a 270 e 180 graus, Figuras 7.7 e 7.8, respectivamente. Nestas figuras as componentes da velocidade variam entre -0,12 e -0,80 m/s para v_x , e de -0,080 a -0,034 m/s para v_y , sempre mantendo a distância inicial fixa em 1,12 km e $\theta = 300$ graus. As regiões brancas também indicam as condições iniciais que terminam em colisões do veículo espacial com a lua em menos de 30 dias.

Figura 7.6 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12 \text{ km}$ e $\theta = 300$ graus, sem considerar a pressão de radiação solar.

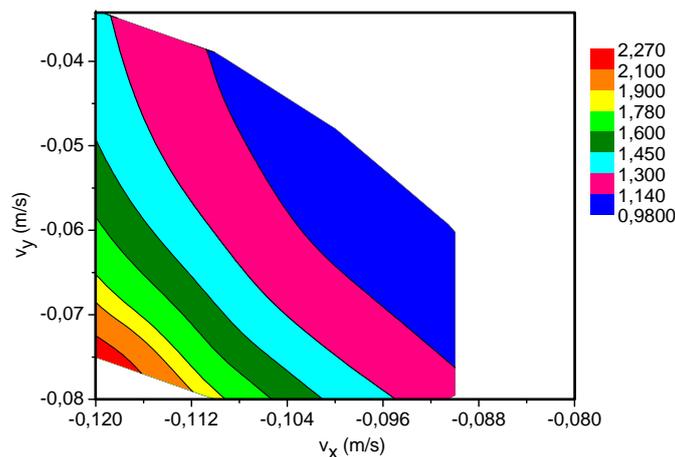


Figura 7.7 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 270$ graus.

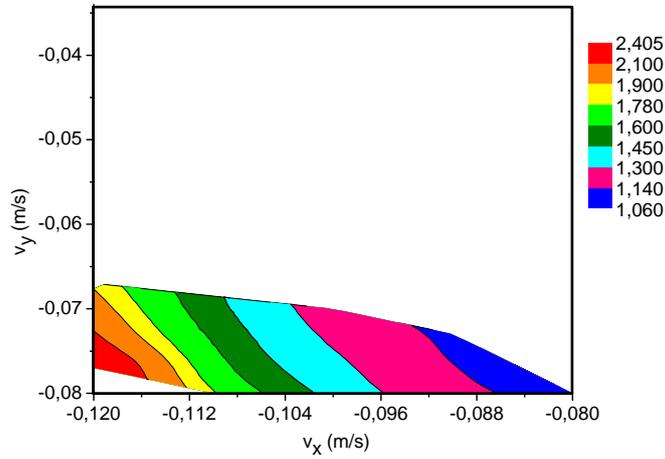
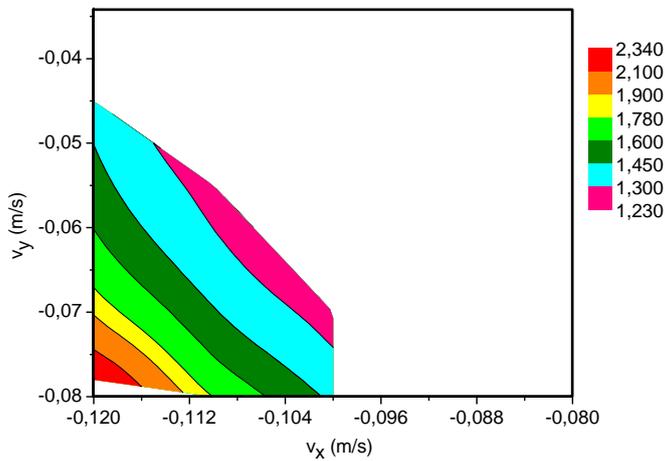


Figura 7.8 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 1,12$ km e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 180$ graus.



Comparando as Figuras 7.6, 7.7 e 7.8 entre si, se observa que elas são bem diferentes. As distâncias médias se encontram concentradas em determinadas regiões, em cada gráfico. Na Figura 7.6 elas estão localizadas nos intervalos de v_x entre -0,12 e -0,90 m/s e para v_y entre -0,085 e -0,034 m/s. Para a Figura 7.7 elas estão concentradas

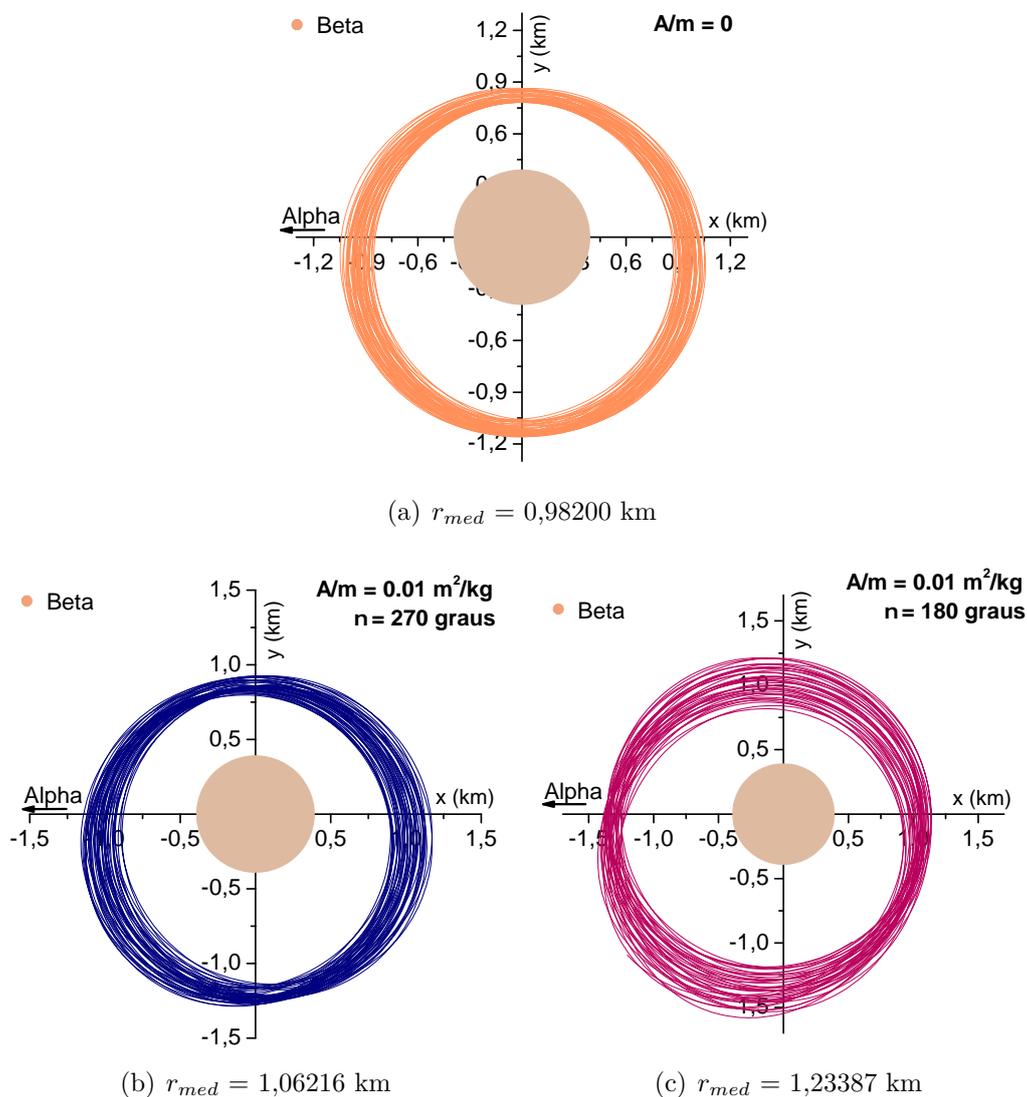
na parte inferior, entre os intervalos de $-0,12$ a $-0,08$ m/s para v_x e de $-0,087$ a $-0,074$ m/s para v_y , aproximadamente. Na Figura 7.8 estão concentradas, a esquerda, onde v_x varia de $-0,12$ a $-0,10$ m/s e v_y de $-0,088$ a $-0,055$ m/s, aproximadamente. As distâncias médias evoluem de modo quase contínuo, do menor para o maior valor, sem saltos, em todas as figuras de 7.6 a 7.8. Os menores valores de distância média são: 0,98, 1,06 e 1,23 km. Os maiores valores são: 2,27, 2,405, 2,34 km, respectivamente. A diferença entre estes valores é de 1,29, 1,345 e 1,11 km, aproximadamente. As maiores distâncias médias, regiões em amarelo, laranja e vermelho, estão localizadas no canto esquerdo das figuras, a região dos menores valores para v_x e v_y . Novamente observa-se que a pressão de radiação modifica, consideravelmente, os conjuntos de condições iniciais e de forma diferente, dependendo do valor de ν . As menores distâncias médias, região em azul, estão localizadas próximas aos maiores valores de v_x , entre $-0,088$ e $-0,08$ m/s, mostrado na Figura 7.7. Já na Figura 7.6 esta região apresenta uma área muito maior, localizada entre os valores de v_x de $-0,110$ a $0,09$ m/s e v_y de $0,076$ a $0,041$ m/s. Por outro lado a Figura 7.8 não apresenta essa região.

Na Tabela 7.4 estão indicados, em ordem crescente, o menor valor de distância média (km) relativo a cada uma das Figuras 7.6 a 7.8. Nas Figuras 7.9(a), 7.9(b) e 7.9(c), são mostradas as trajetórias com respeito a estes dados.

Tabela 7.4 - Distâncias médias para trajetórias ao redor de Beta considerando as condições de posição fixas: $D = 1,12$ km, $\theta = 300$ graus e intervalo de tempo de 30 dias.

ν (graus)	v_x (m/s)	v_y (m/s)	r_{med} (km)
-	-0,09	-0,06	0,98200
270	-0,08	-0,08	1,06216
180	-0,10	-0,08	1,23387

Figura 7.9 - Trajetórias ao redor de Beta.



As Figuras 7.9(a), 7.9(b) e 7.9(c) apresentam os mesmos tipos de perfis das órbitas anteriores. Nota-se também os mesmos efeitos da pressão de radiação na forma das órbitas, mesmo que de forma sutil, como ocorre na Figura 7.9(b).

7.2 Estudo de órbitas ao redor de Gama

Por fim, nesta seção, apresenta-se os resultados das simulações das órbitas ao redor de Gama, por 30 dias. A Tabela 7.5 apresenta, em ordem crescente, o menor valor de distância média (m) relativo a cada uma das Figuras 7.10 a 7.12. Os valores de distâncias médias variaram entre 704 m e 708 m, aproximadamente. As Figuras 7.10, 7.11 e 7.12 apresentam os mapas de cor Tipo 1, para órbitas ao re-

dor de Gama. Como anteriormente, são considerados casos sem e com a pressão de radiação. A pressão de radiação não é considerada na Figura 7.10, onde $A/m = 0$. Mas é considerada nas Figuras 7.11 e 7.12, onde $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e ν assume os valores de 180 e 90 graus, respectivamente. Novamente o valor de A/m de $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ é compatível com o valor proposto para a missão Aster. As componentes de velocidade estão fixas em $v_x = -0,04 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$. O ângulo θ e a distância inicial variam para os intervalos de 295 a 303 graus e 772 e 910 m, respectivamente. As regiões em branco, delimitadas pelas bordas das figuras, indicam as condições iniciais que levam o veículo espacial a colidir com a lua em menos de 30 dias.

Tabela 7.5 - Valores de distâncias médias para órbitas ao redor de Gama com as componentes de velocidades fixas: $v_x = -0,04 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$ e intervalo de tempo de 30 dias.

ν (graus)	D (m)	θ (graus)	r_{med} (m)
-	774	300	704,96
180	776	300	707,78
90	772	299	708,79

Figura 7.10 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), sem considerar a pressão de radiação solar.

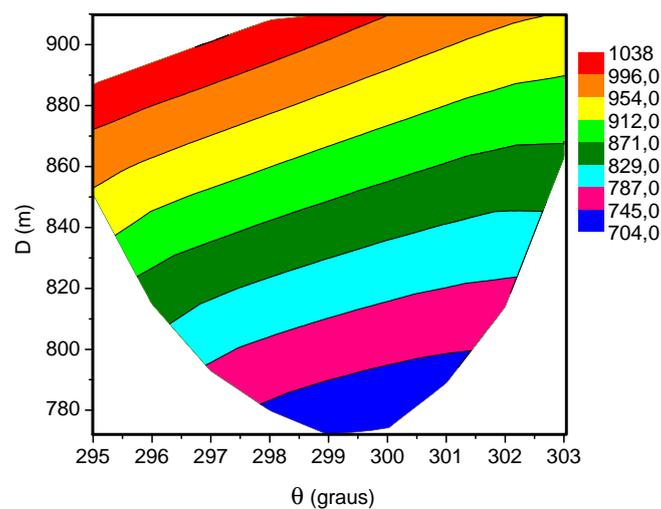


Figura 7.11 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 180$ graus.

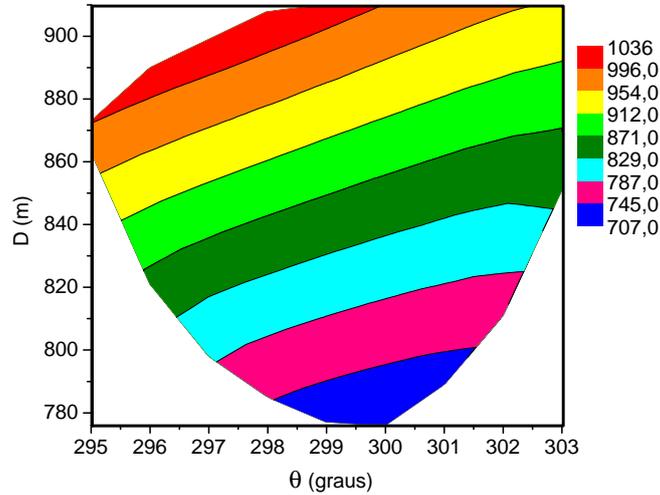
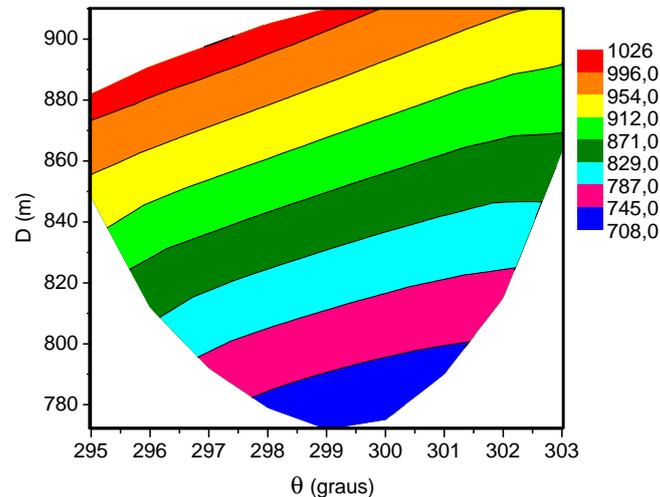


Figura 7.12 - Valores de distâncias médias considerando $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s, variando a distância inicial D (m) e θ (graus), considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 90$ graus.

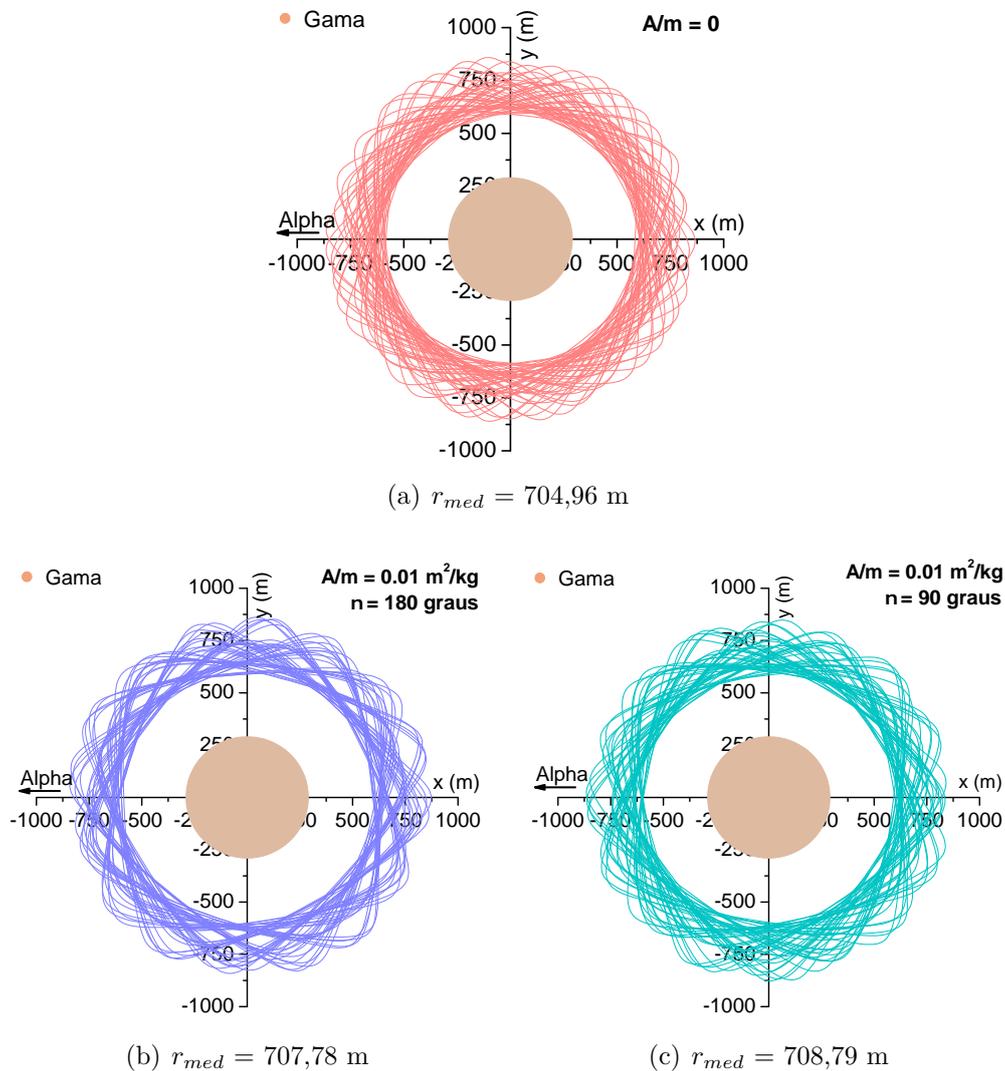


Visualmente as Figuras 7.10, 7.11 e 7.12, não apresentam grandes diferenças entre si. É observado que a distribuição das distâncias médias ocorrem de modo contínuo. Elas variam do menor para o maior, sem saltos, a medida que a distância inicial

D aumenta. As figuras diferem quanto aos seus valores mínimos e máximos de distância média: 704 e 1038 m, 707 e 1036 m, 708 e 1026 m, respectivamente. As regiões que apresentam maiores diferenças estão localizadas próximas aos valores de D que estão entre 850 e 890 m e θ que estão entre 295 e 296 graus. Ou seja, para valores de distância média que variam de 912 m até o maior valor de cada figura, correspondendo as regiões em amarelo, laranja e vermelho.

A seguir, nas Figuras 7.13(a), 7.13(b) e 7.13(c), são apresentadas as trajetórias que correspondem aos dados da Tabela 7.5. Gama está fixo na origem do sistema de referência. Utilizando a mesma abordagem anterior, ele é representado na forma circular com as dimensões de acordo com a escala das figuras.

Figura 7.13 - Trajetórias ao redor de Gama, onde Gama é representado na origem dos sistemas de referência e em escala.



As Figuras 7.13(a), 7.13(b) e 7.13(c), apresentam três perfis de órbitas que giram no sentido retrógrado, horário, ao redor de Gama. As trajetórias se aproximam a menos de 500 m da lua. Elas não apresentam um perfil tão coeso, como as órbitas ao redor de Beta. São relativamente estáveis, porém mais desunidas. A Figura 7.13(a) considera apenas a interação gravitacional entre os corpos Alpha e Gama, e a distância média é de 704,96 m. Gama é a 100 vezes menor do que Alpha e se localiza a menos de 4 km dele. Suas órbitas sofrem maior influência de Alpha. Então Alpha perturba muito mais as órbitas ao redor de Gama, que é menor e está mais próximo, do que de Beta, que é maior e está mais distante. Para as Figuras 7.13(b) e 7.13(c) se considera a pressão de radiação com valores de ν de 180 e 90 graus, respectivamente, os valores

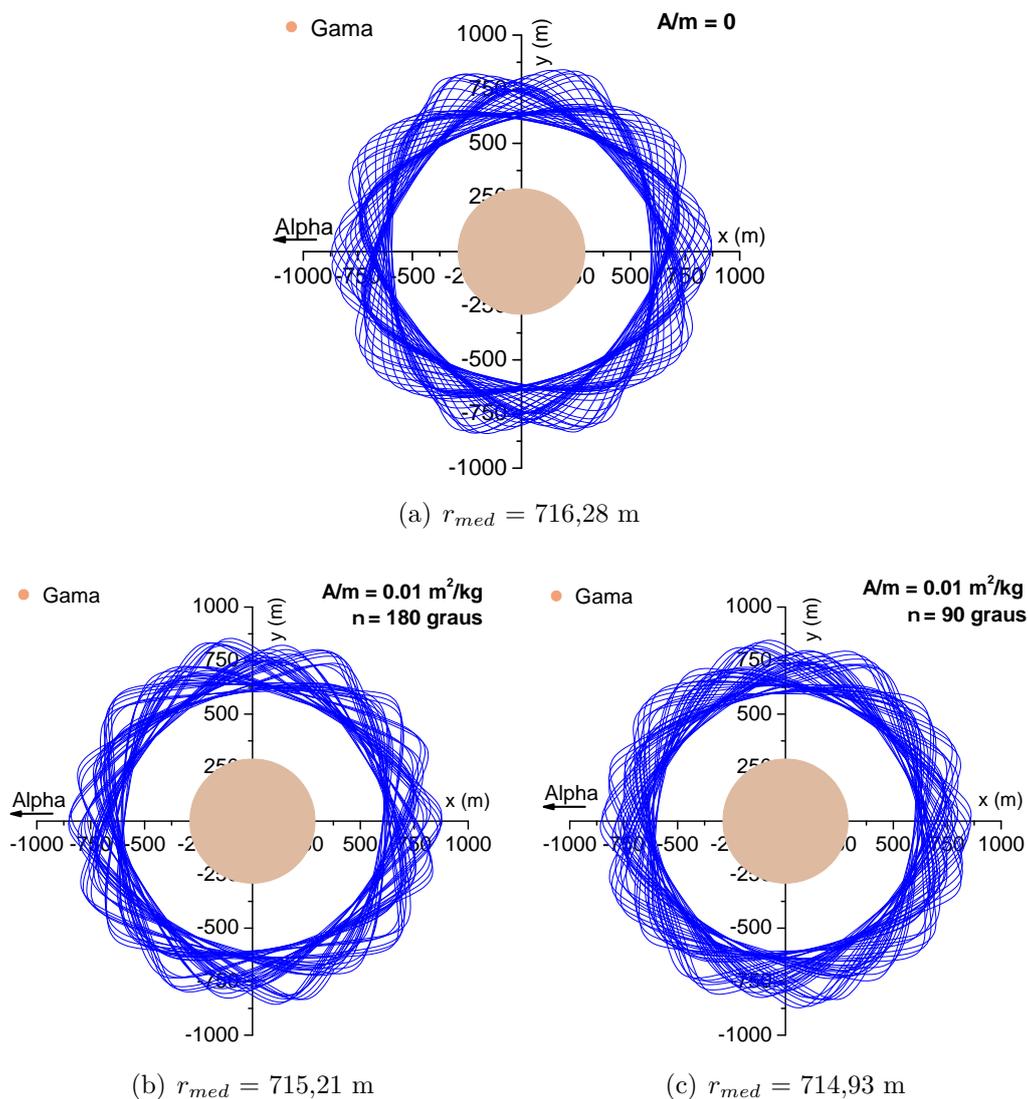
da distância média foram de 707,78 e 708,79 m. Elas também apresentaram um perfil mais desunido e maiores valores para a distância média em relação ao caso sem pressão de radiação.

Para avaliar melhor os efeitos da pressão de radiação e de ν , serão esboçadas novas trajetórias considerando o mesmo conjunto de condições iniciais para os casos sem e com pressão de radiação. Os mesmos parâmetros anteriores serão adotados para os casos sem a pressão de radiação, $A/m = 0$; com a pressão de radiação com a razão $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e valores de ν de 180 e 90 graus. As condições iniciais adotadas são: $D = 780 \text{ m}$, $\theta = 300 \text{ graus}$, $v_x = -0,04 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$. A Tabela 7.6 apresenta os valores de distâncias médias (m) relativos a estes parâmetros e as Figuras 7.14(a), 7.14(b) e 7.14(c) apresentam as trajetórias. Lembrando que Gama é fixado na origem do sistema de referência, representado na forma circular, e suas dimensões estão em escala.

Tabela 7.6 - Valores de distâncias médias para um mesmo conjunto de condições iniciais: $D = 780 \text{ m}$, $\theta = 300 \text{ graus}$, $v_x = -0,04 \text{ m/s}$ e $v_y = -0,07 \text{ m/s}$, e intervalo de tempo de 30 dias.

ν (graus)	r_{med} (m)
-	716,28
180	715,21
90	714,93

Figura 7.14 - Trajetórias ao redor de Gama com as mesmas condições iniciais.



Na Tabela 7.6 os valores de distâncias médias estão apresentados em ordem decrescente. Observa-se que o maior valor corresponde ao caso em que não é considerada a pressão de radiação. As distâncias médias apresentam diferenças inferiores a 1,5 m entre os casos sem e com pressão de radiação solar. As Figuras 7.14(a), 7.14(b) e 7.14(c) apresentam os mesmos tipos de perfis desunidos ou perturbados, como nas Figuras 7.13(a), 7.13(b) e 7.13(c). Como dito anteriormente, as órbitas não apresentam grandes diferenças nas distâncias médias, mas nota-se claramente uma mudança de padrão na sua forma.

O próximo passo é estudar os efeitos da variação da velocidade inicial mantendo a posição inicial fixa, como mostram os mapas de cor Tipo 2. As Figuras 7.15, 7.16

e 7.17 apresentam estes resultados para órbitas ao redor de Gama, por 30 dias. A dispersão das distâncias médias é apresentada considerando fixas a distância inicial D e θ em 780 m e 300 graus, nessa ordem, e as componentes de velocidade variando entre -0,059 e -0,038 m/s para v_x , e de -0,078 a -0,059 m/s para v_y . Inicialmente não é considerado a pressão de radiação solar, $A/m = 0$, como mostra a Figura 7.15 e, após, é considerada a pressão de radiação solar, com $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ e para valores de ν iguais a 180 e 90 graus, como mostram as Figuras 7.16 e 7.17, respectivamente. As regiões brancas nas figuras também indicam as condições iniciais que terminam em colisões do veículo espacial com a lua em menos de 30 dias.

Figura 7.15 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780 \text{ m}$ e $\theta = 300 \text{ graus}$, sem considerar a pressão de radiação solar.

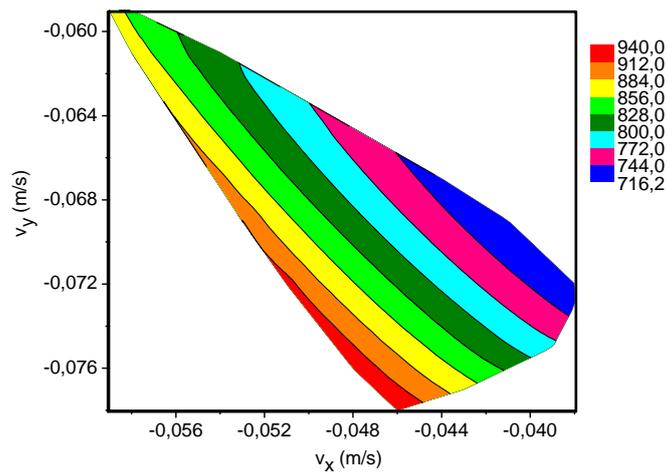


Figura 7.16 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780$ m e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 180$ graus.

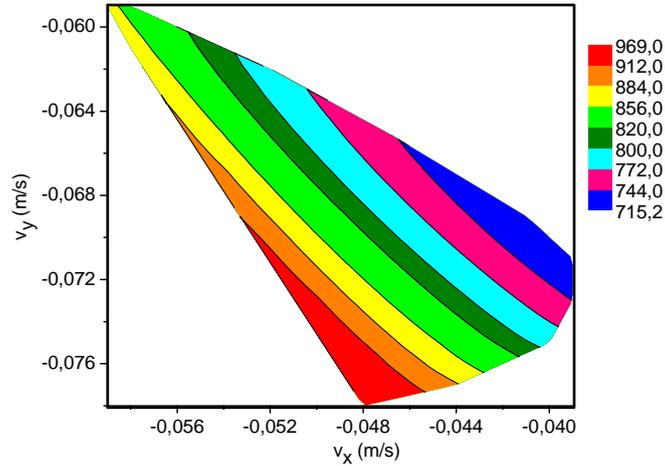
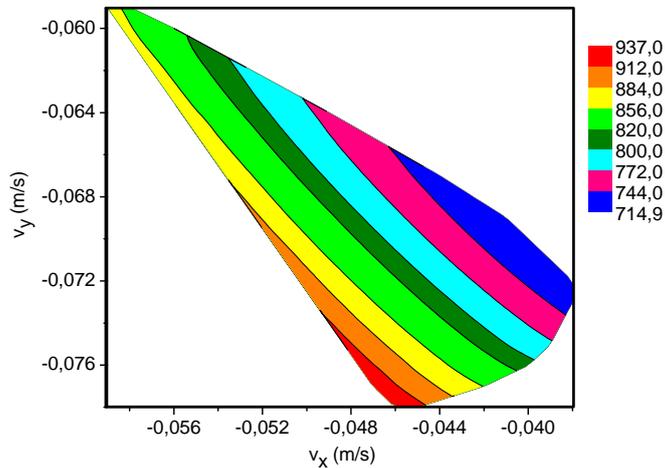


Figura 7.17 - Distribuição dos valores de distâncias médias em função das componentes de velocidade inicial para $D = 780$ m e $\theta = 300$ graus, considerando a pressão de radiação solar com $A/m = 0,01$ m²/kg e $\nu = 90$ graus.



As Figuras 7.15, 7.16 e 7.17 não apresentam grandes diferenças entre si. As distâncias médias estão concentradas no centro das figuras, o qual se distribuem do maior para o menor valor, continuamente, na diagonal. Elas apresentam, respectivamente, os menores e maiores valores de distâncias médias iguais a 716,2 e 940 m; 715,2 e 969 m; e 714,9 e 937 m, cuja diferença entre o maior e o menor valor para cada figura

é de 223,8, 253,8 e 222,1 m. As regiões que apresentaram a maior variação apenas nas distâncias médias foram a verde claro, amarelo, laranja e vermelho. Novamente observa-se que a pressão de radiação não modifica de maneira substancial as regiões de colisão, em branco, e nem a região de condições iniciais válidas que geram órbitas. Por fim, neste estudo dos mapas de cor Tipo 2, as condições iniciais que geram as menores distâncias médias foram as mesmas das Figuras 7.14(a), 7.14(b) e 7.14(c).

7.3 Teste com o integrador Runge-Kutta 78

No intuito de gerar dados mais refinados e que possam de alguma forma contribuir para a missão Aster, serão apresentados alguns testes realizados com o integrador Runge-Kutta 78 (RK78) passo variável, o objetivo é comparar com os resultados obtidos pelo integrador Runge-Kutta de 4ª ordem (RK4) passo fixo. As Figuras 7.18 e 7.19 apresentam órbitas ao redor de Beta e Gama, respectivamente, em que são traçadas duas trajetórias para cada corpo considerando as mesmas condições iniciais, mas utilizando primeiro o integrador RK4, Figuras 7.18(a) e 7.19(a), e depois o RK78, Figuras 7.18(b) e 7.19(b).

Figura 7.18 - Trajetórias ao redor de Beta considerando $D = 970$ m e $\theta = 303$ graus, $v_x = -0,1$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s.

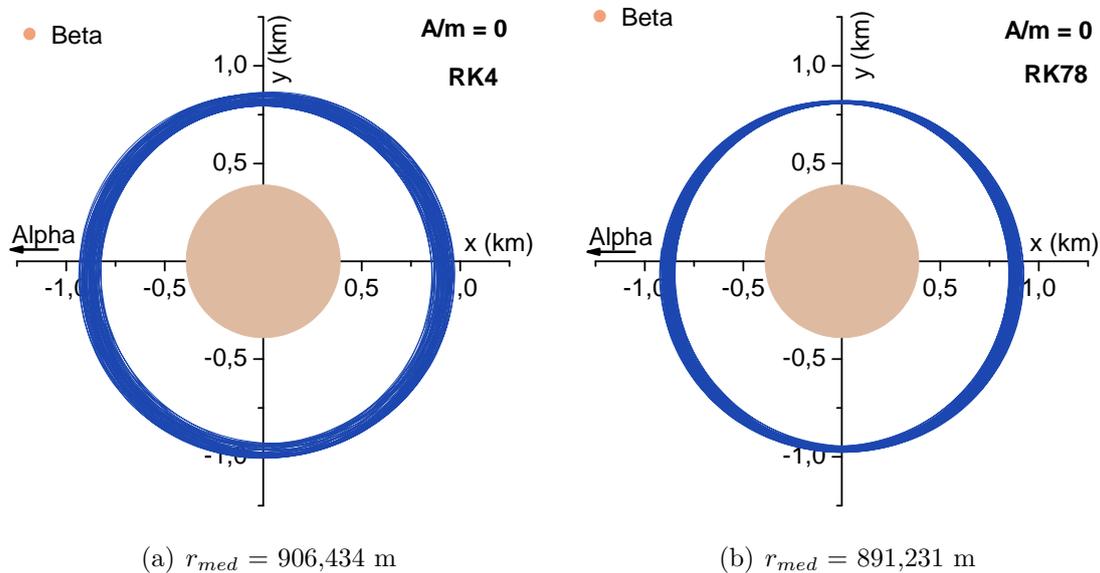
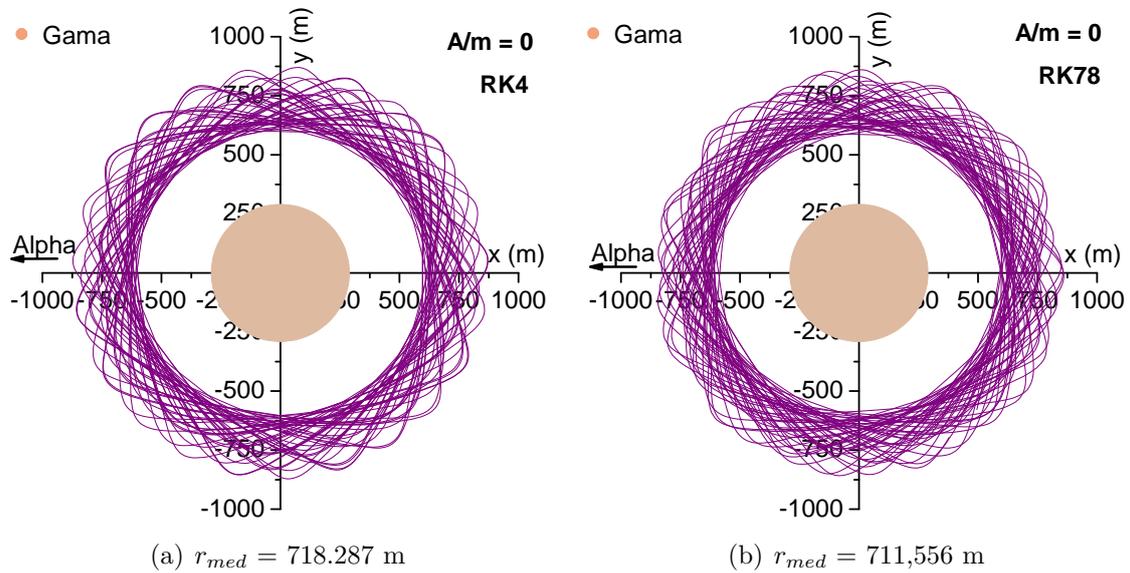


Figura 7.19 - Trajetórias ao redor de Gama considerando $D = 781$ m e $\theta = 303$ graus, $v_x = -0,04$ m/s e $v_y = -0,07$ m/s.



Analisando as Figuras 7.18 e 7.19 nota-se que o integrador Runge-Kutta 78 realmente faz diferença e, em alguns casos, o tempo de processamento não foi tão diferente, porém isso varia de caso a caso. Em alguns casos as diferenças são maiores ou menores em relação ao valor da distância média ou a forma da órbita, mas é uma questão a ser detalhada no futuro.

8 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi apresentado um novo critério para selecionar órbitas na vizinhança de luas, em sistemas duplos ou triplos, que possam ser estudadas pelo problema restrito de três corpos e utilizadas em análises preliminares de missões a estes corpos. O critério de minimização da distância média lua-veículo espacial seleciona, por meio das distâncias médias, as condições iniciais para se projetar órbitas que possam ser realizadas por um veículo espacial ao redor da lua, por um determinado tempo. Também foi realizado, por meio dos mapas de cores, o estudo da distribuição das distâncias médias em função das condições iniciais. Este método mostrou ser eficiente no refinamento e ampliação de tais condições.

Na análise do sistema marciano foi observado que Marte domina o movimento do veículo espacial, mas que qualquer uma das luas, Fobos ou Deimos, possuem massa suficiente para provocar pequenas perturbações e manter o veículo espacial por perto durante o tempo de 30 dias. As órbitas de médio alcance que foram encontradas podem ser usadas para colocar o veículo espacial ao chegar ao sistema, para evitar órbitas próximas à lua que podem ter um alto risco de colisão. Para Fobos foram encontradas órbitas com as distâncias médias variando de 25 km a 100 km, com médias próximas a 75 km, por 30 dias. Para Deimos foram encontradas órbitas com as distâncias médias variando de 50 km a 800 Km, com médias próximas a 320 km, também por 30 dias. Além da interação gravitacional de Marte e suas luas, a pressão da radiação solar também foi incluída no modelo, para três valores de relação área/massa. Foi possível observar os efeitos desta força, que modifica pouco as distâncias médias do veículo espacial-lua, mas tem efeitos mais fortes na forma das órbitas. Neste caso a posição angular inicial do Sol em relação ao sistema marciano e o valor da razão área/massa do veículo espacial influenciam nas órbitas. Os efeitos são muito mais fortes para Deimos, pois ele é menor e está mais distante de Marte, em comparação com Fobos.

Para o estudo das órbitas ao redor da lua de Pallas, observou-se que a pressão de radiação não influencia de modo significativo a forma ou o valor da distância média para o intervalo de tempo de 30 dias. Isso ocorre devido ao sistema estar bastante afastado do Sol, 2,77 ua, e a razão A/m para o veículo espacial ser de $0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$, isso também pode ser devido ao intervalo de tempo de integração. Como a pressão de radiação solar tem um efeito acumulativo com o tempo, pode ocorrer mudanças nos resultados caso seja considerado um maior tempo de integração das órbitas. No entanto, para os casos que foram estudados, a relação entre as massas de Pallas e sua

lua, e a distância entre eles, foram fatores mais determinantes, e a força gravitacional prevaleceu no sistema. Mesmo Pallas exercendo o maior domínio sobre o movimento do veículo espacial, sua lua teria massa o suficiente para mantê-lo próximo, por um determinado tempo. Foram encontradas órbitas com as distâncias médias variando de 18 km a 70 km, com médias próximas a 50 km por 30 dias.

Na investigação do Asteroide 2001SN₂₆₃ foram observadas órbitas que de fato orbitam as luas, Beta e Gama, e estão muito próximas a elas, cerca de 500 m. Para Beta, elas apresentaram formas bastante coesas e menos perturbadas do que as órbitas ao redor de Gama. Para a pressão de radiação foi adotado o valor $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$. Neste caso, não são observadas mudanças significativas nas distâncias médias. No entanto, ela se mostrou ser um agente modificador na forma da órbita de maneira muito particular. Sua atuação deforma a órbita sempre de maneira perpendicular a posição inicial angular do Sol. Para Gama, foram encontradas órbitas mais perturbadas do que as de Beta. Esse fato ocorre devido a Gama ser menor e estar mais próximo de Alpha, sofrendo assim maior influência gravitacional deste. Novamente foi adotado o valor $A/m = 0,01 \text{ m}^2/\text{kg}$ para os casos em que é considerada a pressão de radiação. Não foram observadas grandes diferenças nas distâncias médias. Somente uma mudança de padrão de rotação na sua forma.

As órbitas ao redor das luas de Marte, Fobos e Deimos, e ao redor da lua de Pallas são do tipo QSOs (Quasi-Satellite Orbits) e giram no sentido prógrado, anti-horário. Várias órbitas úteis foram encontradas para observar as luas por um período de 30 dias, em particular algumas denominadas "órbitas setoriais", que permanecem em determinada região do espaço e que podem ser utilizadas por um veículo espacial para permanecer em uma determinada região do espaço. Já as órbitas ao redor de Beta e Gama, do asteroide 2001SN₂₆₃, giram no sentido retrógrado ou horário e estão mais próximas das luas do que as órbitas encontradas próximas as luas do sistema marciano e da provável lua de Pallas. Visualmente, as órbitas ao redor de Beta são candidatas a serem classificadas como órbitas periódicas, pois apresentaram baixa amplitude, enquanto as órbitas ao redor de Gama são candidatas a órbitas quase periódicas, pois apresentaram um padrão de rotação na órbita que a cada rotação se desloca. No entanto, para classificar uma órbita em periódica ou quase periódica é necessário a verificação das seções de Poincaré, que podem ser testadas em um trabalho futuro.

A adição da pressão de radiação solar a dinâmica do problema e seu estudo variando a posição angular do Sol e o valor da razão área-massa permitiu avaliar sua

importância e influência no estudo de órbitas ao redor de luas. Ela se mostrou um fator modificador para o sistema marciano e do asteroide 2001SN₂₆₃ para o tempo de 30 dias.

O tempo de 30 dias foi considerado bom o suficiente para as primeiras observações das luas, mas diferentes valores podem ser usados com a técnica apresentada aqui.

Foi implementado o integrador Runge-Kutta 78 com passo variável para efeitos de comparação com o integrador Runge-Kutta de 4ª ordem passo fixo que foi utilizado nas simulações deste trabalho. Verificou-se que o tempo de processamento não foi tão diferente como o novo integrador, e que também houve melhora na precisão dos resultados dependendo do caso em estudos futuros ele substituirá o integrador que foi utilizado.

8.1 Trabalhos futuros

Ao final deste estudo, algumas linhas de pesquisa relacionadas ao tema ficaram em aberto, podendo ser realizadas no futuro, como:

- Ampliação do modelo do problema restrito de três corpos circular plano para o circular tridimensional;
- Estudo do modelo para os casos plano e tridimensional considerando órbitas elípticas;
- Considerações quanto a forma e potencial gravitacional dos corpos;
- Mudança de modelo para o problema de n-corpos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AKIM, E. L.; ARKHANGELSKY, R. N.; ZAIKO YU, K.; LAVRENOV, S. M.; POROSHIN, A. L.; RUZSKY, E. G.; STEPANIANTS, V. A.; TUCHIN, A. G.; TUCHIN, D. A.; FEDOTOV, V. P.; YAROSHEVSKY, V. S. Ballistics, navigation, and motion control for a spacecraft during its landing on the surface of phobos. **Cosmic Research**, v. 47, n. 4, p. 299–309, 2009. 3
- ALFVÉN, H. On the origin of the asteroids. **Science**, v. 3, p. 52–56, 1964. 3
- ALFVÉN, H.; ARRHENIUS, G. Mission to an asteroid. **Science**, v. 9, p. 139–141, 1970. 3
- ARAÚJO, R. A. N.; WINTER, O. C.; PRADO, A. F. B. A.; SUKHANOV, A. Stability regions around the components of the triple system 2001 sn263. **Monthly Notices of The Royal Astronomical Society.**, v. 423, n. 4, p. 3058–3073, 2012. 5
- BALL, A. J.; PRICE, M.; WALKER, R. J.; DANDO, G. C.; WELLS, N.; ZARNECKI, J. C. Mars phobos and deimos survey (m-pads). a martian moons orbiter and phobos lander. **Advances in Space Research**, v. 43, n. 1, p. 120–127, 2009. 3
- BENEST, D. Libration effects for retrograde satellites in the restricted three-body problem. i: Circular plane hill's case. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 13, p. 203–215, 1976. 4
- BLAIR, E. C. **Asteroids::** overview, abstracts and bibliography. [S.l.]: Nova Science Pub Inc, 2002. 3
- CARVALHO, J. P. S.; ELIPE, A.; MORAES, R. Vilhena de; PRADO, A. F. B. A. Low-altitude, near-polar and near-circular orbits around europa. **Advances in Space Research**, v. 49, n. 5, p. 994–1006, 2012. 5
- DOMINGOS, R. C.; MORAES, R. V. D.; PRADO, A. F. B. A. Third-body perturbation in the case of elliptic orbits for the disturbing body. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2008, p. 1–15, 2008. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2008/763654>>. 5
- ELIPE, A.; LARA, M. Periodic orbits in the restricted three-body problem with radiation pressure. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, v. 68, p. 1–11, 1997. 6

ESA. **Missions to asteroids**. 2017. Disponível em:
<<http://sci.esa.int/rosetta/54342-missions-to-asteroids/>>. Acesso em:
24 de janeiro 2017. 3

FANG, J.; MARGOT, J. L.; BROZOVIC, M.; NOLAN, M. C.; BENNER, L. A. M.; TAYLOR, P. A. Orbits of near-earth asteroid triples 2001sn263 and 1994 cc: Properties, origin, and evolution. **The Astronomical Journal**, v. 145, n. 5, p. 141–154, 1989. 5

GIL, P. J. S.; SCHWARTZ, J. Simulations of quasi-satellite orbits around phobos. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 33, n. 3, p. 901–214, 2010. 4, 5

GOMES, V. M.; DOMINGOS, R. C. Studying the lifetime of orbits around moons in elliptic motion. **Computational and Applied Mathematics**, v. 35, n. 3, p. 653–661, 2016. 5

HÉNON, M. Numerical exploration of the restricted problem. v. hill's case: Periodic orbits and their stability. **Astronomy Astrophysics**, v. 1, p. 223–238, 1969. 5

_____. Numerical exploration of the restricted problem. vi. hill's case: Non-periodic orbits. **Astronomy Astrophysics**, v. 9, p. 24–36, 1970. 4

HILL, G. W. Researches in the lunar theory. **American Journal of Mathematics**, v. 1-3, p. 5–26, 129–147, 245–260, 1878. 4

HIRANI, A. N.; RUSSELL, R. P. Approximations of distant retrograde orbits for mission design. In: AAS/AIAA SPACE FLIGHT MECHNAICS MEETING, 16., 2006, Tampa, Flórida. **Spaceflight Mechanics 2006 - Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechnaics Meeting**. Tampa: AAS, 2006. p. 273–288. ISBN 0877035288. 5

HIRAYAMA, K. Groups of asteroids probably of common origin. **The Astronomical Journal**, v. 743, p. 185–188, 1918. 3

HOPKINS, J. B.; PRATT, W. D. Comparison of deimos and phobos as destinations for human exploration and identification of preferred landing sites. **AIAA Space Flight Mechanics Meeting**, 2011. Paper AIAA 2011-7140. 3

JOHNSTON, W. R. **Other reports of asteroid/TNO companions**. 2017. Disponível em:

<<http://www.johnstonsarchive.net/astro/asteroidmoonsq.html>>. Acesso em: 24 de janeiro 2017. 4

KOGAN, A. I. Distant satellite orbits in the restricted circular problem of three bodies. **Cosmic Research**, v. 26, n. 2, p. 705–710, 1989. 4

LAM, T.; WHIFFEN, G. J. Exploration of distant retrograde orbits around europa. In: AIAA SPACE FORUM, 15., 2005, Long Beach, Califórnia. **Proceedings AIAA SPACE 2011 Conference Exposition**. Long Beach: Lockheed Martin Corporation, 2005. Paper AAS 05-110. 5

LARA, M.; RUSSELL, R.; VILLAC, B. Classification of the distant stability regions at europa. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 30, n. 2, p. 259–263, 2007. 4

LIDOV, M. L.; VASHKOV'YAK, M. A. On satellite orbits in a restricted elliptic three body problem. **Astronomy Letters**, v. 20, p. 676–690, 1994. 5

MA, X.; LI, J. Distant quasi-periodic orbits around mercury. **Astrophysics and Space Science**, v. 343, p. 83–93, 2013. 5

MATZNER, R. A. **Dictionary of Geophysics, Astrophysics and Astronomy**. New York: CRC Press LLC, 2001. 3

MIKKOLA, S.; INNANEN, K.; WIEGERT, P.; CONNORS, M.; BRASSER, R. Stability limits for the quasi-satellite orbit. **Monthly Notices of The Royal Astronomical Society**, v. 369, p. 15–24, 2006. 5

MILANI, A.; CELLINO, A.; KNEZEVIC, Z.; NOVAKOVIC, B.; SPOTO, F.; P., P. Asteroid families classification: Exploiting very large datasets. **Icarus**, v. 239, p. 46–73, 2014. 3

MONTENBRUCK, O.; GILL, E. **Satellite orbits:: models, methods and applications**. [S.l.]: Springer, 2001. 6

MUKHIN, L. M.; SAGDEEV, R.; KARAVASILI, K.; ZAKHAROV, A. Phobos, deimos mission. **Concepts and Approaches for Mars Exploration**, p. 230–232, 2000. 3

NASA. **Historical Log**. 2017. Disponível em: <<http://mars.nasa.gov/programmissions/missions/log/>>. Acesso em: 24 de janeiro 2006. 3

NETO, J. B. S.; SANCHEZ, D. M.; PRADO, A. F. B. A.; FORMIGA, J. K. S. Using solar radiation pressure to maneuver a spacecraft in the triple asteroid 2001 sn263. **AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting**, 2016. Paper AAS 16-449. 6

PLANETARY RESOURCES. 2017. Disponível em:
<<http://www.planetaryresources.com/asteroids/#asteroids-intro>>.
Acesso em: 24 de janeiro 2006. 4

PRADO, A. F. B. A. **Trajетórias espaciais e manobras assistidas por gravidade**. São José dos Campos: INPE, 2001. 9

_____. **Mapeamento de órbitas em torno do asteroide 2001 SN263**. São José dos Campos: INPE, 2013. 5

_____. Mapping orbits around the asteroid 2001 sn263. **Advances in Space Research**, v. 53, p. 877–889, 2014. 5

_____. A dynamical study of distant retrograde orbits in moons and double asteroids of the solar system. **ISTS, Kobe, Japan**, v. 1, p. 1–6, 2015. 4, 5, 6

PRADO, A. F. B. A.; KUGA, H. K. **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. 10

PRADO, A. F. B. A.; NETO, A. R. Estudo bibliográfico sobre o problema de transferências de órbitas. **Revista Brasileira de Ciências Mecânicas**, v. 15, n. 1, p. 65–78, 1993. 10

SEARS, D. W. G. The explored asteroids: Science and exploration in the space age. **Space Science Reviews**, v. 194, p. 139–235, 2015. 4

SPACE.COM. **A brief history of Mars missions**. 2017. Disponível em:
<<http://www.space.com/13558-historic-mars-missions.html>>. Acesso em:
24 de janeiro 2017. 3

STEVES, B. A.; ROY, A. E. **The Dynamics of small bodies in the Solar System: A major key to Solar System studies**. [S.l.]: Springer Science+Business Media, B. V., 1999. 4

SUKHANOV, A.; VELHO, H.; MACAU, E.; WINTER, O. C. The aster project: flight to a near-earth asteroid. **Cosmic Research**, v. 48, n. 5, p. 443–450, 2010. 5

SZEBEHELY, V. **Theory of Orbits::** The restricted problem of three bodies. New York: Academic Press, 1967. 4, 9

TUCHIN, A. G. Calculation of quasisynchronous orbits of a spacecraft around phobos for solving the problem of landing on its surface. **Cosmic Research**, v. 46, n. 6, p. 506–516, 2008. 3

WIESEL, W. E. Stable orbits about the martian moons. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 16, n. 3, p. 434–440, 1993. 3

ZAMARO, M.; BIGGS, J. D. Identification of new orbits to enable future mission opportunities for the human exploration of the martian moon phobos. **Acta Astronautica**, v. 119, p. 160–182, 2016. 5

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

Manuais Técnicos (MAN)

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programas de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Publicações Didáticas (PUD)

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Contam destas publicações o Internacional Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

Programas de Computador (PDC)

São a seqüência de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. Aceitam-se tanto programas fonte quanto os executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.