



Quasi-Satellite Orbits: Um Estudo das Condições de Estabilidade Associadas aos Parâmetros do Sistema Dinâmico do Problema de Três Corpos

Gabriel Homero Barros Vieira¹, Claudia Celeste Celestino de Paula Santos¹, Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado²

¹Universidade Federal do ABC, São Bernardo do Campo, SP, Brasil
Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas - Engenharia Aeroespacial

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

Divisão de Pós-Graduação - Coordenação de Ensino e Pesquisa

`gabriel.homero@aluno.ufabc.edu.br`

Resumo. Para explorar corpos celestes com uma força gravitacional não suficiente para manter uma órbita da maneira descrita pelo problema de 2 corpos, é necessário utilizar Quasi-Satellite Orbit (QSO). O sistema dinâmico adotado é o de 3 corpos sendo dois corpos massivos e um terceiro corpo com massa desprezível. Nesse sistema, o terceiro corpo orbita o corpo celeste mais massivo e tem sua órbita perturbada pelo corpo celeste secundário, de modo que, as interações gravitacionais, mantém a massa negligenciável na vizinhança do corpo celeste secundário por um tempo. Considerando o sistema dinâmico de três corpos, foi analisado a estabilidade das QSOs em função dos parâmetros: razão de massa entre os corpos massivos, raio equatorial do corpo celeste secundário e seu achatamento associado ao segundo harmônico zonal do potencial gravitacional. O objetivo deste trabalho foi determinar e analisar como esses parâmetros influenciam na estabilidade das QSO.

Palavras-chave: Quasi-Satellite orbits; Problema de três corpos; Estabilidade de órbitas

1. Introdução

Muitas missões espaciais foram e são desenvolvidas para estudar asteroides e pequenas luas. Para estudar estes corpos, muitas missões já foram realizadas, como por exemplo, a missão Hayabusa feita pela agência espacial japonesa que ficou na vizinhança do asteroide 25143 Itokawa por 3 meses e realizou 2 pousos na superfície do corpo celeste (Scheeres et al, 2005). Além disso, existe a questão da defesa planetária. Por exemplo, existe uma missão atual entre NASA e ESA para atingir um asteroide para desviá-lo de sua rota (Michel et al, 2018).

Alguns trabalhos encontrados na literatura podem demonstrar o interesse no estudo de QSOs, como por exemplo, Benest (1976), que chamou esse tipo de órbita como “órbita retrógrada distante” e Pousse et al. (2017) em que foi feita uma clarificação das terminologias e demonstraram que o domínio de um Quasi-satellite pode estar incluído no domínio dos satélites retrógrados distantes (exemplo: um satélite em órbita ao redor de uma lua altamente estável devido às interações com dois pontos de Lagrange (L1 e L2) do sistema



planeta-lua) e definidos em termos da frequência orbital. Em Spiridonova et al. (2017) foi utilizada a Quasi-satellite Orbits para analisar a estabilidade de órbitas em torno das pequenas luas marcianas, Deimos e Fobos, enquanto que em Cavalca et al. (2020) foi feito em torno de uma suposta lua pertencente ao asteroide Pallas. Outros estudos sobre Quasi-satellite Orbits podem ser encontrados em Mikkola et al. (2006) que encontrou alguns limites de estabilidade para QSOs e Gil e Schwartz (2010) que simulou QSOs em torno de Fobos abordando estabilidade das órbitas, possíveis escolhas de órbitas adequadas e seu impacto sobre o planejamento de uma missão para Fobos.

Diante deste cenário, o objetivo é contribuir com a evolução espacial e a exploração de pequenos corpos celestes. Para tanto, é analisada e determinada as condições para a estabilidade de QSOs e seu comportamento em função dos parâmetros do sistema dinâmico adotado. São adotados sistemas dinâmicos hipotéticos com o objetivo de determinar a relação entre a estabilidade da órbita e os parâmetros a eles associados. Além disto, também é analisada a dependência com a perturbação do potencial gravitacional do achatamento do corpo celeste de menor força gravitacional.

2. Metodologia

Alguns tipos de corpos celestes não possuem uma força gravitacional suficiente para capturar um objeto em órbita da maneira descrita pelo problema de 2 corpos. Contudo, para se colocar objetos em torno de corpos celestes incapazes de assegurar a estabilidade orbital, necessita-se recorrer ao conceito de órbita denominada Quasi-Satellite Orbits (QSO). A dinâmica da QSO ocorre quando o corpo com massa desprezível (Exemplo: satélite) fica na vizinhança de um corpo celeste pequeno (um asteroide ou uma pequena lua, por exemplo) porém, fora de sua Esfera de Hill (Esfera de Hill é a região do espaço em que a atração gravitacional do corpo celeste é dominante (Araujo et al., 2008)). Em outras palavras, o satélite estaria orbitando de fato o corpo mais massivo (por exemplo, o Sol) e o asteroide seria o corpo perturbador e a combinação das interações gravitacionais forneceria uma trajetória em que o satélite ficaria, por um determinado tempo, na vizinhança do objeto celeste de menor massa (asteroide ou pequena lua). Quanto maior for este tempo, mais estável será a órbita. Logo, o critério de estabilidade adotado, neste trabalho, é um critério de tempo da QSO nas proximidades do corpo celeste menos massivo.

Este trabalho adotou unidades canônicas e gerou resultados de caráter geral. Assim, dadas as condições iniciais de posição e velocidade, as equações de movimento do problema de três corpos foram integradas numericamente utilizando o integrador Runge-Kutta 7(8). Desta forma, foi estudada a estabilidade de QSOs, para o caso bidimensional, a partir da variação dos parâmetros associados ao sistema dinâmico, isto é, razão de massa entre os corpos celestes (μ), que varia dentro do intervalo $10^{-12} \leq \mu \leq 1,661 \times 10^{-8}$, raio equatorial do corpo celeste massivo secundário (a_b), variando no intervalo $10^{-3}uc \leq a_b \leq 10^{-6}uc$ e o coeficiente de achatamento (J_2), $J_2 = 0,1$. valores pequenos para a_b é devido a unidade canônica de distância adotada, em que distância entre os dois corpos primários é igual a 1. A unidade canônica de tempo foi escolhida de maneira que o período de m_2 em torno do centro de massa seja igual a 2π e $G=1$ (constante gravitacional). A unidade canônica de distância foi denotada por uc e as unidades de tempo canônico por tc .



A equação do movimento do corpo de massa negligenciável (Partícula P), considerando o problema de três corpos e o achatamento do asteroide ou pequena lua, é dada por:

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\frac{(1-\mu)}{\rho_1^3}(x-x_1) - \frac{\mu}{\rho_2^3}(x-x_2) - \frac{3}{2}\mu J_2 a_b^2 \left(\frac{5(z-z_2)^2}{\rho_2^2} - 1 \right) \frac{x-x_2}{\rho_2^5} \\ \ddot{y} = -\frac{(1-\mu)}{\rho_1^3}(y-y_1) - \frac{\mu}{\rho_2^3}(y-y_2) - \frac{3}{2}\mu J_2 a_b^2 \left(\frac{5(z-z_2)^2}{\rho_2^2} - 1 \right) \frac{y-y_2}{\rho_2^5} \end{cases} \quad (1)$$

Em que: a origem do sistema de coordenada é o centro de massa do sistema dinâmico, o plano $x-y$ é o plano de rotação dos corpos massivos, ρ_2 é a distância entre o corpo celeste de menor massa (m_2) e a partícula P, ρ_1 é distância entre o corpo primário mais massivo (m_1) e a partícula P. (x_1, y_1, z_1) localiza m_1 , (x_2, y_2, z_2) localiza m_2 e (x, y, z) localiza a partícula P. z é o eixo perpendicular à $x-y$, porém, por estar sendo considerado o caso bidimensional, $z = z_1 = z_2 = 0$.

Como critério de estabilidade foi adotado que a QSO colidiu ou escapou do corpo massivo de menor massa, de forma que:

- Para colisão: a distância de P \leq ao raio equatorial do corpo celeste m_2 , isto é, $\rho_2 \leq a_b$.
- Para escape: $\rho_2 > 10a_b$. Considera-se que se a distância da partícula P se tornar dez vezes maior do que o raio equatorial, o veículo escapa da região de interesse.

3. Resultados e Discussão

As condições iniciais de posição e velocidade serão designadas por (x_0, y_0) e (v_{x0}, v_{y0}) respectivamente. Por se tratar de QSOs, foram considerados valores muito pequenos para a razão de massa μ . Devido a isso, o centro de massa é praticamente coincidente com o centro do corpo de maior massa e o corpo de menor massa estará na posição próxima de 1. Será analisado como a estabilidade é afetado com a variação dos parâmetros do sistema dinâmico μ , a_b e J_2 . A metodologia adotada foi de fixar valores de a_b e J_2 e avaliar a região de estabilidade para diferentes valores de razão de massa, μ .

Nos resultados das seções 3.1, 3.2, 3.3 e 3.4, não foi considerado o potencial gravitacional ($J_2 = 0$), enquanto na seção 4.5, foi considerado $J_2 = 0,1$.

3.1 Variando a razão μ e fixando $a_b = 10^{-3} uc$

Nesta seção, a_b foi de $10^{-3} uc$, os valores escolhidos para μ para investigar a estabilidade das QSOs em função deste parâmetro foram $10^{-8}, 10^{-9}, 10^{-10}, 10^{-11}$, o tempo de integração foi igual a $50 tc$ e o critério de escape de $10a_b$. Na Figura 1a-h são apresentados os resultados em que a coluna 1 apresenta o tempo que a órbita se manteve estável e a coluna 2 as distâncias médias das órbitas estáveis. Verifica-se que as órbitas estáveis têm uma distância média máxima do corpo celeste massivo de menor massa de aproximadamente $8a_b$ ($0,008 uc$). Além disso, é possível observar que ocorre uma evolução da região das órbitas estáveis, pois, a região se altera com a diminuição da razão de massa. No caso $\mu = 10^{-8}$, (Figura 1a-b), a região das órbitas estáveis tem uma característica em que velocidade inicial que fornece a órbita estável decai à medida que a posição inicial se



aproxima do corpo celeste, mas, quando atinge valores próximos de $0,998 uc$ (equivalente à distância de $2a_b$), a região se modifica significativamente de maneira que fica dentro de uma faixa de velocidades iniciais de aproximadamente $[1,0028 ; 1,00325]$ e depois começa a se elevar à medida que começa a ficar muito próximo do corpo celeste. Conforme μ diminui, a região das órbitas estáveis começa a linearizar em torno de uma reta e a quantidade de órbitas estáveis se reduz, Figuras 1 e 1g.

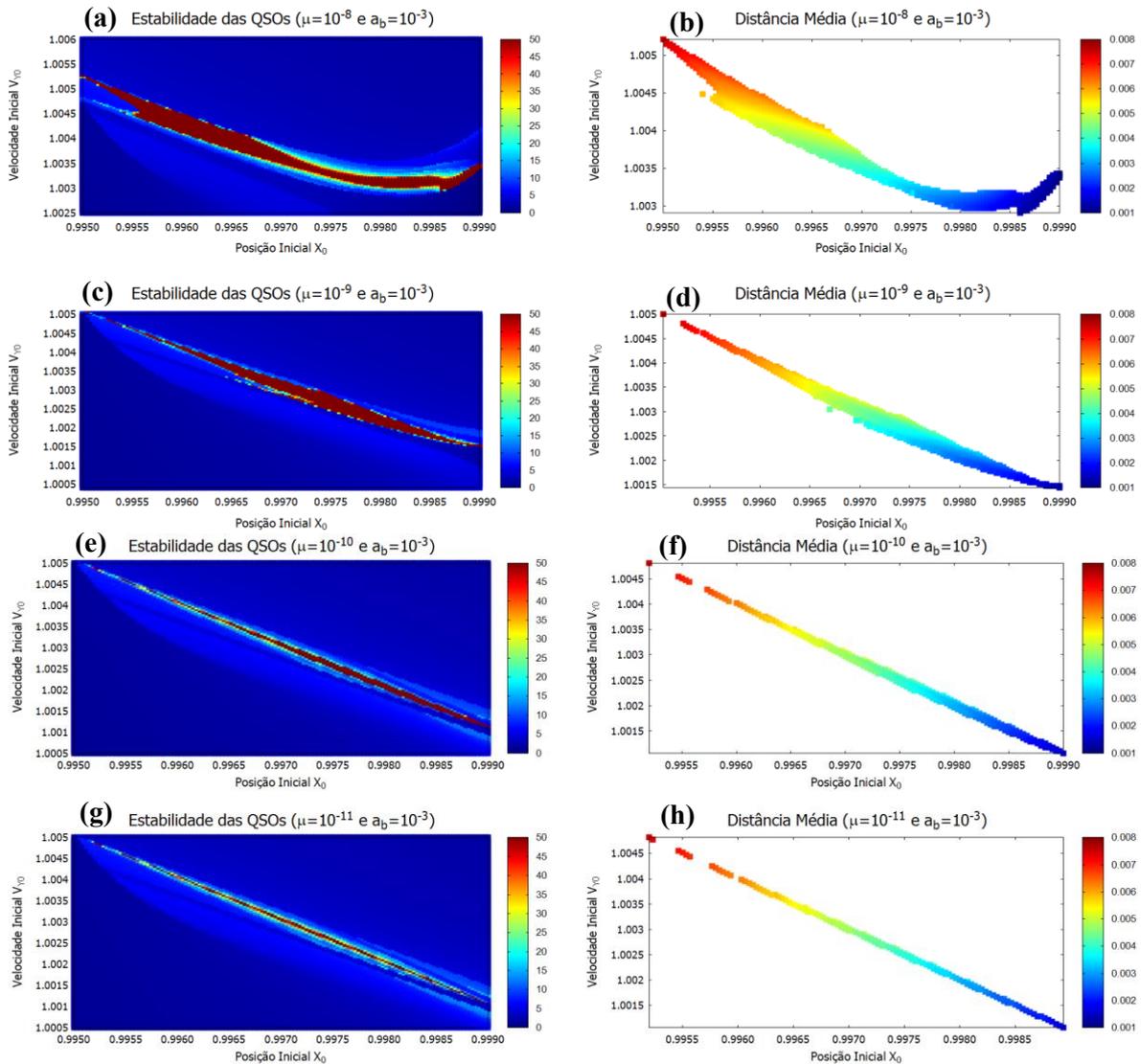


Figura 1. Distância média e estabilidade das QSOs - $a_b = 10^{-3} uc$.

3.2 Variando a razão μ e fixando $a_b = 10^{-4} uc$

Os valores de razão de massa: $10^{-8}, 10^{-9}, 10^{-10}, 10^{-11}, 10^{-12}$. E os resultados estão apresentados nas Figuras 2a-j. Na Figura 2, tem-se na primeira coluna, o tempo de cada órbita, na segunda coluna a distância média de cada órbita estável para o tempo de integração assumido ($t = 50 tc$).

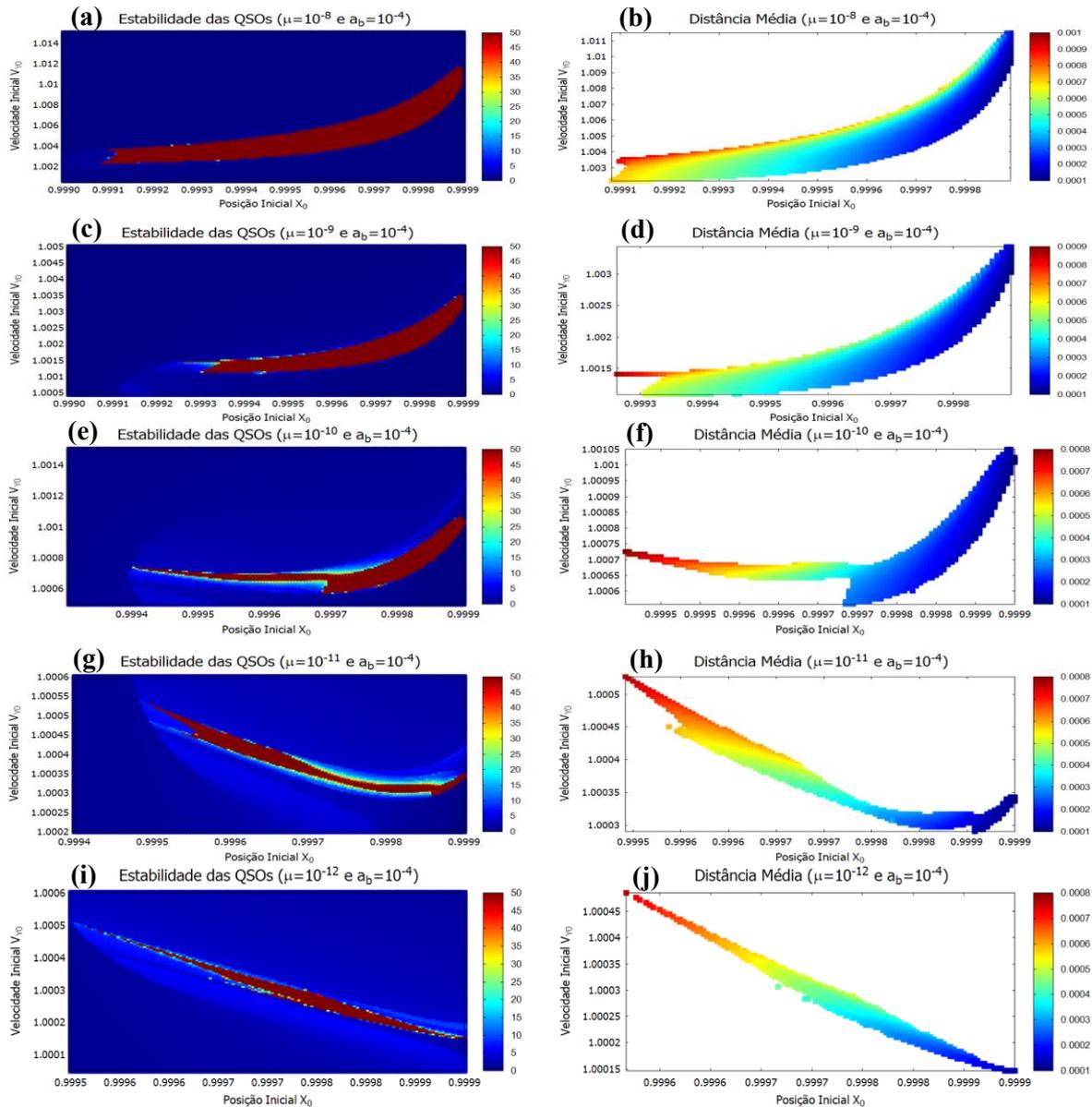


Figura 2. Distância média e estabilidade das QSOs - $a_b = 10^{-4} uc$.

Avaliando individualmente cada resultado e tentando encontrar algumas correlações entre eles, tem-se que, para $\mu = 10^{-8}$ (Figura 2a-b) e $\mu = 10^{-9}$ (Figura 2c-d), as condições iniciais de velocidade que fornecem as QSOs estáveis aumentam à medida que a posição inicial se aproxima do corpo celeste. Para $\mu = 10^{-8}$ (Figura 2a-b) existe órbitas estáveis dentro do intervalo de posições iniciais de aproximadamente $1 - 9a_b \leq x_0 < 1 - a_b$ e para $\mu = 10^{-9}$ essa região é reduzida para aproximadamente $1 - 7,5a_b \leq x_0 < 1 - a_b$, ou seja, apesar das duas regiões de estabilidade apresentarem comportamentos semelhantes, para $\mu = 10^{-8}$, existe um número maior de QSOs que não escaparam nem colidiram. Analisando $\mu = 10^{-10}$ (Figura 2e-f), é obtido uma estrutura (correspondente às QSOs estáveis) que, para valores de posição inicial maior que $0,9997 uc$, isto é, $1 - 3a_b$, obtém-se um comportamento semelhante aos resultados para $\mu = 10^{-8}$ e $\mu = 10^{-9}$ em que as velocidade



iniciais aumentam com a aproximação ao corpo celeste, entretanto, para posições iniciais menores que $0,9997 uc$, isto é, $1 - 3a_b$, vê-se o surgimento de um “braço”, de modo que se estreita a região de condições iniciais de velocidade para estabilidade e começa a adquirir um comportamento diferente em que passa a aumentar as velocidades iniciais a medida que se afasta do corpo celeste. Ainda, para $\mu = 10^{-10}$ (Figura 2e-f), quando $x_0 < 1 - 6a_b$, não há órbitas estáveis. Por fim, observando os resultados para $\mu = 10^{-11}$ (Figura 2g-h) e $\mu = 10^{-12}$ (Figura 2i-j), verifica-se que se obtém um resultado semelhante aos obtidos nas Figuras 1a e 1c. Observa-se que a região de estabilidade passa a ter velocidades iniciais maiores à medida que as posições iniciais se afastam do corpo celeste e, em seguida, começa a se afunilar em torno de uma reta, onde se localiza a maior quantidade de órbitas estáveis, em função da diminuição da razão de massa μ .

Existe uma evolução da região de estabilidade em função da razão de massa e a semelhança entre os resultados em que se é considerado um valor diferente para a_b . Da Figura 2, pode-se concluir, que o resultado para $\mu = 10^{-10}$ (Figura 2e-f), representa uma estrutura de transição entre os dois tipos de comportamento para a região de estabilidade, ou seja, é um “limite” que informa a partir de qual razão de massa μ ocorrerá a mudança no comportamento da região das órbitas estáveis.

3.3 Variando a razão μ e fixando $a_b = 10^{-5} uc$

Os valores para razão de massa: $10^{-8}, 10^{-9}, 10^{-10}, 10^{-11}, 10^{-12}$ e os resultados são apresentados na Figura 3a-j. É possível observar o mesmo comportamento da região de órbitas estáveis para todos os valores de razão de massa assumidos, no sentido de que as velocidades iniciais que fornecem as QSOs estáveis aumentam em função da proximidade com o corpo celeste em que a QSO está em torno. Percebe-se que, conforme a ordem de grandeza de μ diminui, também diminui o intervalo das posições iniciais que geram órbitas estáveis. Comparando os resultados da Figura 3a-j, conclui-se que os resultados das Figuras 3g e 3i, $\mu = 10^{-11}$ e $\mu = 10^{-12}$, são semelhantes aos obtidos nas Figuras 2a e 2c.

3.4 Variando a razão μ e fixando $a_b = 10^{-6} uc$

Os resultados da Figura 4a – f foram obtidos considerando μ : $10^{-10}, 10^{-11}$ e 10^{-12} . Nas Figuras 4a-f, para $a_b = 10^{-6}$, as modificações na região de QSOs estáveis são muito menos sensíveis à variação da razão de massa ao comparar com os resultados anteriores. Nas Figuras 4a, 4c e 4e, $\mu = 10^{-10}, 10^{-11}$ e 10^{-12} , as estruturas que localizam as órbitas estáveis são muito semelhantes, ou seja, as condições iniciais de velocidade que fornecem QSOs estáveis aumentam em função das condições iniciais de posição que aproximam ao corpo celeste massivo de menor massa. Nas Figuras 4a e 4c, foi possível observar um comportamento diferenciado em que as condições iniciais de velocidade, considerando razões de massa menores, requerem velocidades menores para a estabilidade devido a força gravitacional mais fraca, mas as estruturas são praticamente idênticas enquanto na Figura 4e, considerando a razão de massa igual à 10^{-12} , ocorre uma ligeira perda de estabilidade orbital para as condições iniciais de posição mais distante do corpo celeste. Para as 3 razões de massa consideradas, obtém-se órbitas estáveis para quase todo o intervalo de condições iniciais de posição considerados ($1 - 10a_b \leq x_0 \leq 1 - a_b$) e, com relação ao perfil das distâncias médias, também são semelhantes entre si. O resultado obtido para $\mu = 10^{-12}$ também tem semelhanças com o obtido na Figura 3c.

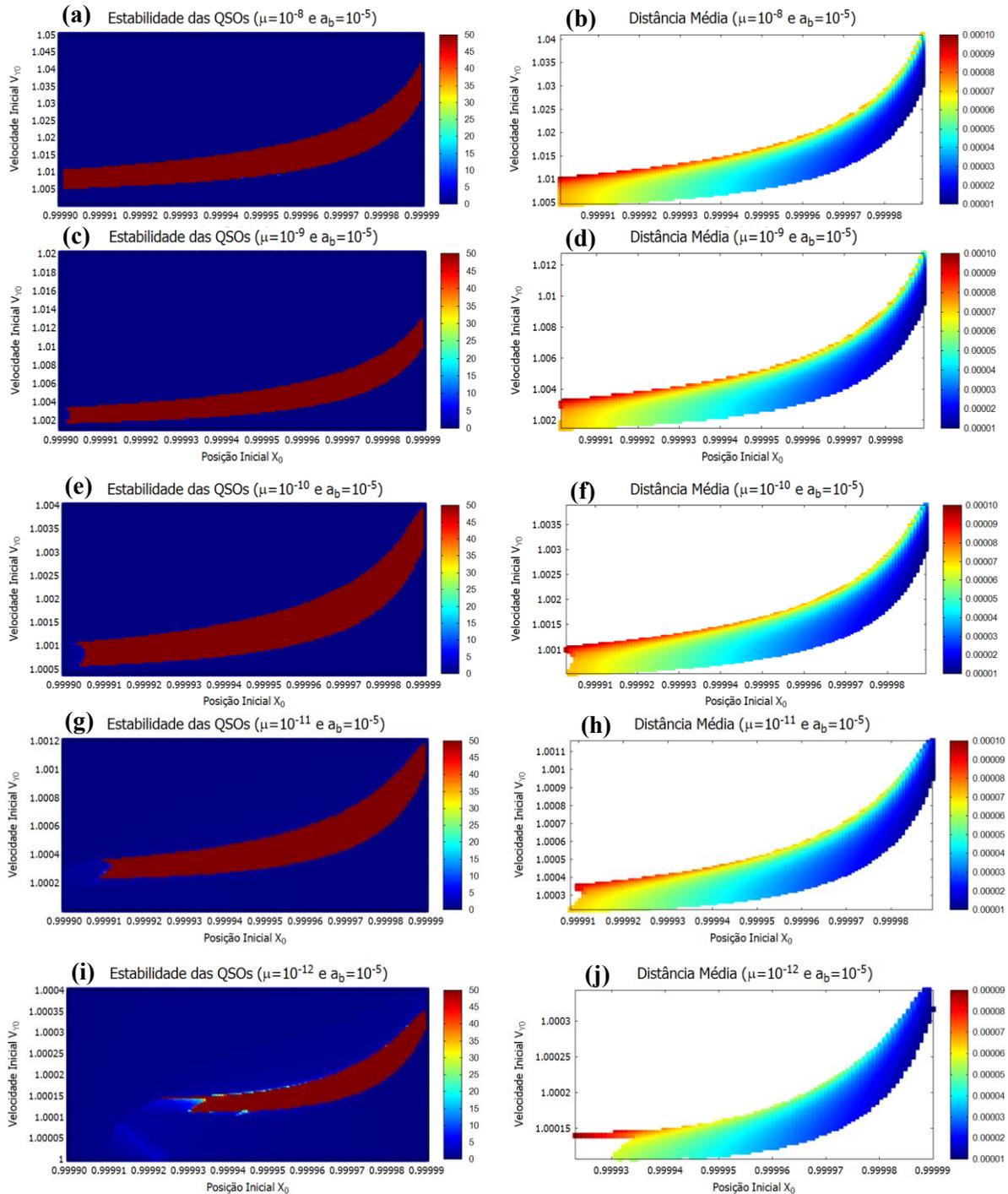


Figura 3. Distância média e estabilidade das QSOs - $a_b = 10^{-5} uc$.

Foram identificadas, para diferentes valores de μ e a_b , estruturas semelhantes. Isso pode sugerir algum tipo de padrão e permite esquematizar como evolui a região de estabilidade em função da razão de massa e , consequentemente, os intervalos de condições iniciais de posição em função do raio equatorial, a_b , que fornecem QSOs estáveis.

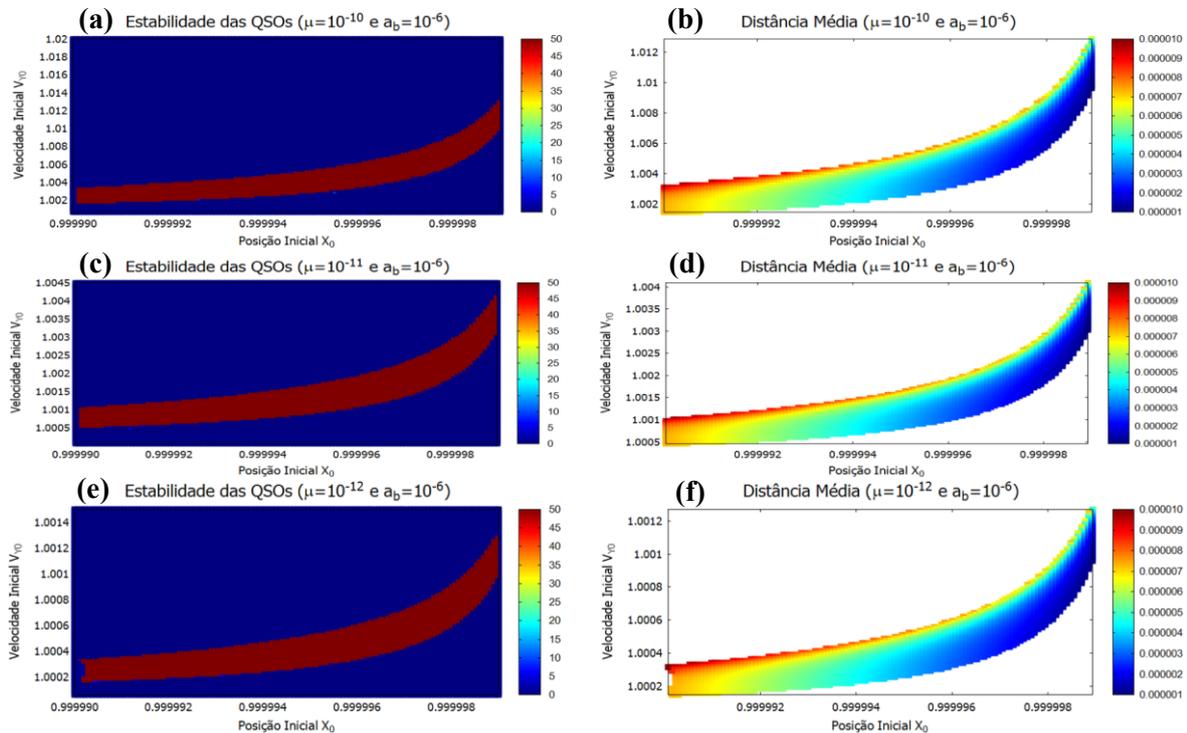


Figura 4. Distância média e estabilidade das QSOs - $a_b = 10^{-6}$ uc.

De maneira geral, a evolução da estabilidade orbital é apresentada nas Figuras 5a-e. Na Figura 5a-e, $\mu_1 > \mu_2 > \mu_3 > \mu_4 > \mu_5$. A tendência do número de QSOs que não colidem nem escapam (estáveis) diminuem à medida que a ordem de grandeza da razão de massa é reduzida. Na Figura 5a tem-se a estrutura que proporciona maior estabilidade da QSOs considerando quase todo o intervalo de posições iniciais, isto é, até uma distância de dez vezes o raio equatorial. Esse comportamento é observado para $\mu > 10^{-8}$ caso $a_b \geq 10^{-5}$, se $a_b = 10^{-6}$, a estrutura ocorre para $\mu > 10^{-11}$. A medida que se reduz a ordem de grandeza de μ para 10^{-9} caso $a_b = 10^{-4}$ e para 10^{-12} caso $a_b = 10^{-5}$, QSOs distante do corpo celeste ($x_0 > 1 - 7a_b$) tornam-se instáveis até que se chega à um valor de condição inicial de posição de aproximadamente uma distância de 7 vezes o raio equatorial a_b , veja Figura 5b. Após essa evolução, a região de estabilidade atinge uma forma caracterizada pela Figura 5b, à medida que a razão mássica continua diminuindo, as órbitas da região de estabilidade que estão mais distantes do corpo celeste de menor massa continuam a se tornar instáveis de modo que se obtém órbitas estáveis somente para as posições iniciais de até, aproximadamente, uma distância de $6a_b$, além disso, começa a diminuir o número de órbitas estáveis que fica na parte da região com condições iniciais de posição mais distante do corpo e com isso começa a existir um afunilamento dessa região conforme descrito na Figura 5c. Observando as Figuras 5a, 5b e 5c, existe uma região de alta estabilidade que vai se reduzindo. Para ilustrar, nas Figuras 5a-c foram tracejadas retas, meramente ilustrativas, para visualizar essa redução na quantidade de QSOs estáveis. A região apresentada na Figura 5c representa uma configuração intermediária, de maneira que, após a região de estabilidade atingir esta configuração, ocorre uma mudança significativa no formato da região estável, pois, em sequência, a região estável passa a ter um comportamento em que as órbitas estáveis



surgem somente até a uma distância de cerca de $5a_b$ e obtém uma característica predominante em que as velocidades iniciais, que fornece tais órbitas, diminuem em função da posição inicial. Apenas para as condições iniciais muito próximas do corpo celeste é que se verifica ainda um pouco da característica da velocidade inicial aumentar ligeiramente para se atingir a estabilidade orbital, veja Figura 5-d. Por fim, a região de estabilidade começa a se afunilar em torno de uma reta conforme mostrada na Figura 5e. Para μ ainda menores ($\mu < 10^{-12}$ caso $a_b < 10^{-4}$ e $\mu < 10^{-10}$ caso $a_b = 10^{-3}$) o número de órbitas estáveis começa a diminuir mantendo a configuração Figura 5e até que não haja mais órbitas estáveis.

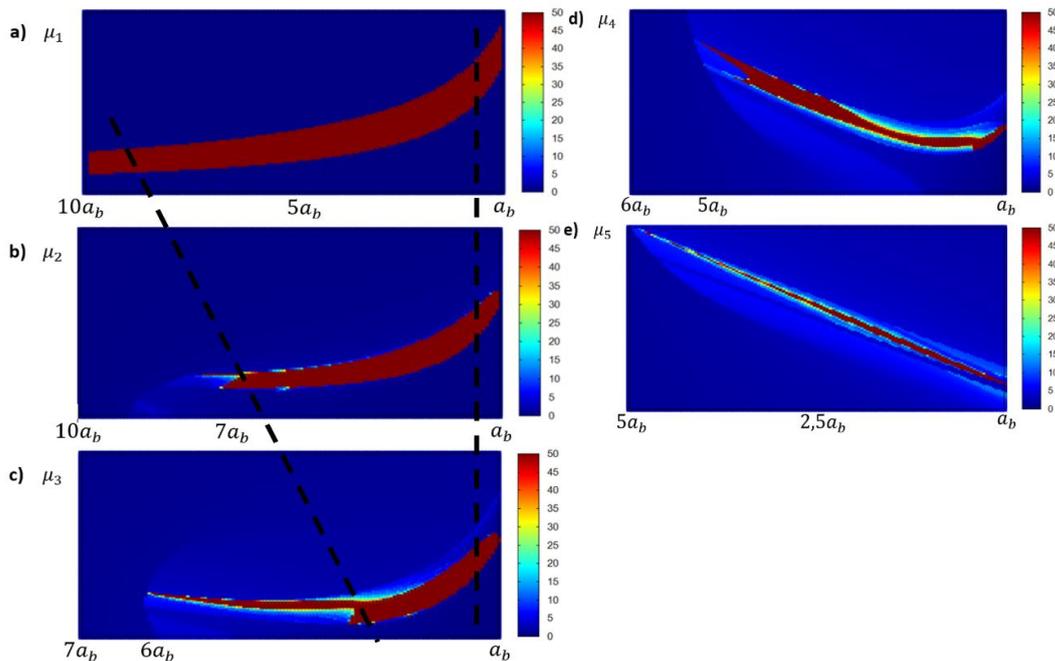


Figura 5. Ilustração das regiões de estabilidade - $\mu_1 > \mu_2 > \mu_3 > \mu_4 > \mu_5$.

3.5 Variando J_2

Para os mesmos valores considerados anteriormente, também foram gerados resultados considerando o coeficiente de achatamento ($J_2 = 0,1$) do corpo celeste menor, asteroide ou pequena lua. Não foram identificadas diferenças nos resultados, com isso, pode-se concluir que o achatamento não provoca mudanças na estabilidade das QSOs para o caso bidimensional, podendo gerar custo computacional caso seja considerado somente esta perturbação. Isso faz sentido, pois o potencial gravitacional é responsável por perturbações seculares no argumento do perigeu e na longitude do nodo ascendente (Brito, 2019).

4. Conclusão

O objetivo deste trabalho foi determinar as condições iniciais para se obter QSOs estáveis e o comportamento da estabilidade em função dos parâmetros do sistema dinâmico (μ, a_b, J_2). Para tanto, foi feito um estudo numérico sobre as QSOs considerando o problema de três corpos e o achatamento do corpo celeste massivo de menor massa de 0,1 que permitiu identificar as condições de estabilidade em variados cenários. Os resultados obtidos consideraram unidades adimensionais para as grandezas. Desta forma, os resultados são



válidos para qualquer sistema dinâmico que se enquadre nos valores de razão de massa e raio equatorial considerados, podendo ser utilizados para obter uma primeira aproximação com relação à estabilidade orbital durante o planejamento de uma missão espacial. Além disso, foram fornecidos dados relacionados à distância média que também podem ser utilizados para poder contribuir com a escolha de condições iniciais que fornecem a distância desejada do corpo celeste. Durante as análises foram identificadas relações que forneceram informações a respeito do comportamento da estabilidade de QSOs em função de μ tendo um raio equatorial a_b fixo, sendo determinado como a estabilidade orbital evolui com a variação da razão de massas. Foram encontradas regiões de estabilidade denominadas como uma região de estabilidade transitória que marca uma mudança de comportamento na estabilidade das QSOs para os sistemas dinâmicos adotados. Esta região está associada a um valor de μ que faz a região de estabilidade orbital deixar de ter uma estrutura em que as condições de velocidades iniciais associadas aumentam à medida que se aproxima do corpo celeste e passa a se estreitar em uma nova região de tal modo que o comportamento se inverte, onde as velocidades iniciais associadas à estabilidade diminuem com a aproximação ao corpo celeste. Finalmente, foi verificado que o achatamento associado ao corpo celeste massivo de menor massa, não provoca mudanças na estabilidade orbital quando se é considerado o caso bidimensional.

Agradecimentos: *Agradecemos à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES).*

Referências

- Araujo, R. A. N. et al. Sphere Of Influence and Gravitational Capture Radius: A Dynamical Approach. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2008. 391(2), 675-684.
- Benest, D. Libration Effects for Retrograde Satellites In The Restricted Three-Body Problem. Celestial Mechanics, 1976. 13(2), 203-215. doi:10.1007/bf01232724
- Brito, T. P. Estudo da Evolução de Detritos Espaciais Sujeitos às Perturbações do Potencial Terrestre, J2 e J22, Luni-Solar, Pressão de Radiação Solar e do Arrasto Atmosférico. 2019. 101 f. Dissertação (mestrado) - Universidade Federal do ABC, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Santo André.
- Cavalca, M. P. et al. "Quasi Satellite Orbits" to Observe a Possible Small Moon of Pallas. New Astronomy, 2020. 75, 101317.
- Gil, P. J. et al. Simulations of Quasi-Satellite Orbits Around Fobos. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010. 33(3), 901-914.
- Michel, P. et al. European component of the AIDA mission to a binary asteroid: Characterization and interpretation of the impact of the DART mission. Advances in Space Research, 2018. 62(8), 2261-2272.
- Mikkola, S.; Innanen, K.; Wiegert, P.; Connors, M.; Brassier, R. Stability Limits for The Quasi-Satellite Orbit. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2006. 369(1), 15-24.
- Pousse, A. et al. On the Co-Orbital Motion in the Planar Restricted Three-Body Problem: The Quasi-Satellite Motion Revisited. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2017. 128(4), 383-407.
- Scheeres, D. et al. The Actual Dynamical Environment About Itokawa. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2006. doi:10.2514/6.2006-6661
- Spiridonova, S. et al. Quasi-Satellite Orbits Around Deimos and Fobos Motivated by the DePhine Mission Proposal. Proceedings of the 26th International Symposium on Space Flight Dynamics, 03.-09. Jun. 2017, Matsuyama, Ehime, Japan.