

Mapeamento da estabilidade de órbitas ao redor de luas perturbadas por um terceiro corpo.

E-mail: ls.ferreira@unesp.br.

Lucas S. Ferreira¹,
Antônio F. B. A. Prado²
Rafael Sfair^{1 3}

¹ Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho, UNESP, Guaratinguetá (SP), Brasil.

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

³ Institut für Astronomie und Astrophysik, Eberhard Karls Universität Tübingen, Auf der Morgenstelle 10, 72076 Tübingen, Germany



Introdução/Motivação

Os estudos com o intuito de investigar diversos corpos do Sistema Solar, dentre os quais se encontram satélites naturais, tem crescido nas últimas décadas devido a resultados importantes obtidos nas inúmeras missões espaciais já realizadas. Dentre esses corpos, vários satélites naturais que foram o alvo dessas missões de exploração se destacaram, devido à presença de água, atividades vulcânicas, presença de atmosfera e importantes processos químicos. Essas investigações portanto se mostram importantes pois elas podem explicar importantes processos que acontecem na Terra. Dessa forma, contribuições que visem ajudar no mapeamento e dinâmica de sondas e outros veículos espaciais nesses corpos se mostram necessárias.



Objetivo

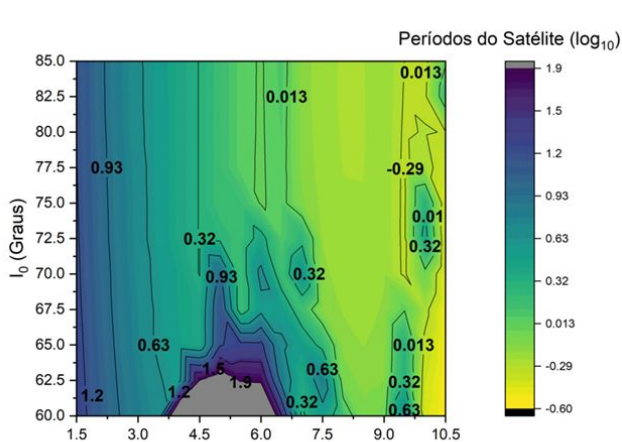
- ❖ contribuir com as investigações de órbitas para sondas e outros veículos espaciais em torno dos diversos corpos sendo perturbados por um terceiro corpo. Esses estudos foram feitos através de criação e análise de diversos mapas de tempos de vida útil para as órbitas das sondas em torno de diversos satélites naturais genéricos.



Metodologia

- ❖ Através de um sistema normalizado integramos, utilizando o pacote Rebound, o problema circular restrito de três corpos de modo a obter a evolução temporal da órbita de uma sonda em torno de um satélite natural hipotético perturbado por um Planeta.
- ❖ Em todas as simulações foi assumido que a órbita dos satélites eram circulares e equatoriais.
- ❖ As simulações foram realizadas considerando sondas em torno de satélites naturais com diversos valores de razões de massa.
- ❖ As simulações foram realizadas assumindo diversas configurações para os elementos orbitais iniciais da órbita da sonda, em regiões onde o efeito Kozai estava presente.
- ❖ Foi verificada a possibilidade de ocorrer um escape da sonda da região de interesse ou uma colisão com a superfície do satélite natural genérico.
- ❖ Todas as simulações foram realizadas considerando um intervalo de tempo de integração total correspondente a 477 períodos orbitais do respectivo satélite.

Inclinação, excentricidade e semieixo maior iniciais



$\mu_S: 10^{-1}$

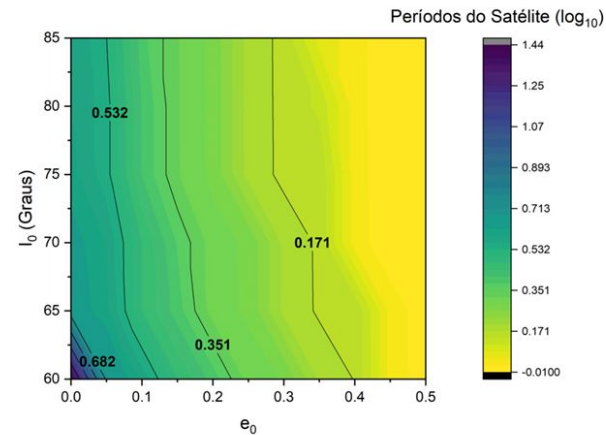


Caronte

$0,2 \mu_{Caronte}$

$1,6 \mu_{Caronte}$

- Os resultados mostraram que a medida que a altitude inicial das sondas aumenta, os mapas de inclinação e excentricidade iniciais apresentaram regiões de ilhas de estabilidade localizadas em regiões de órbitas iniciais mais excêntricas e, em alguns casos, mais inclinadas.
- Essas ilhas de estabilidade foram encontradas em muitas condições simuladas, o que indica a existência dessas regiões em outros sistemas.
- A escolha da excentricidade inicial da sonda tem um papel importante, assim como a escolha do semieixo maior inicial.



$\mu_S: 10^{-5}$



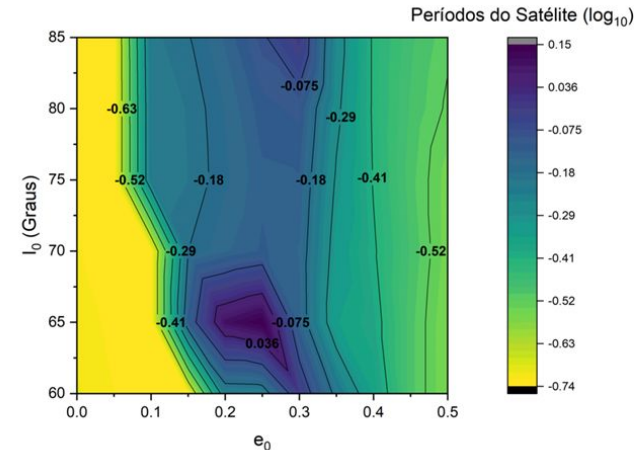
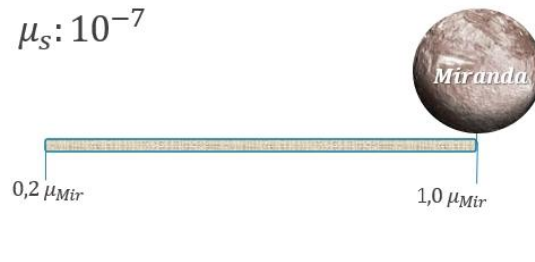
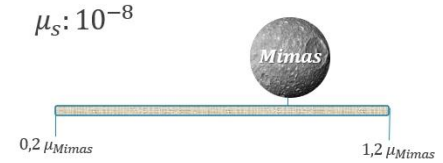
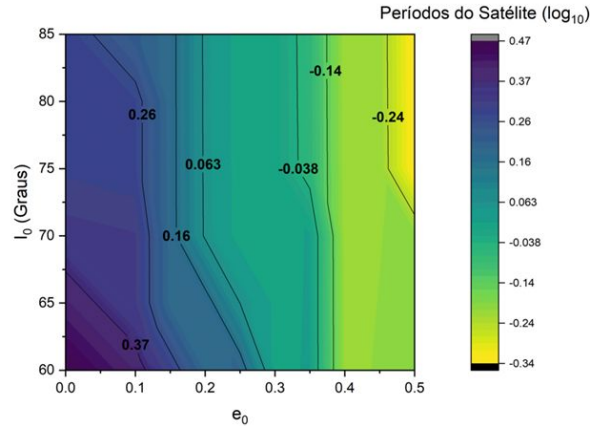
Ganímedes

$0,2 \mu_{Gan}$

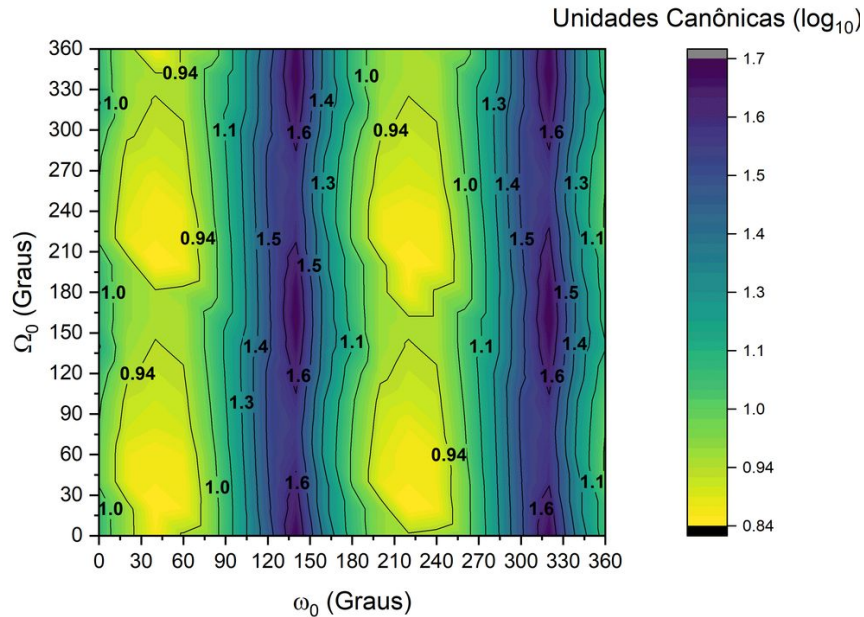
$1,6 \mu_{Gan}$

Inclinação, excentricidade e semieixo maior iniciais

- ❖ O efeito Kozai tende a ser menor a medida que as órbitas são menos inclinadas, favorecendo a permanência da sonda por mais tempo.
- ❖ Alguns sistemas com razões de massa mais baixa mostraram que para pequenas variações da altitude da sonda as perturbações devido ao terceiro corpo podem ser significativas, fazendo com que mesmo órbitas com baixa inclinação e pouco excêntricas sejam ejetadas ou colidam com a superfície do satélite em pouco tempo.



Longitude do nodo e argumento do pericentro



- ❖ Os comportamentos observados mostram que a depender da altitude da órbita inicial há uma dominância ou equilíbrio entre o argumento do pericentro e a longitude do nodo inicial. Para as regiões próximas ao corpo orbitado, foi observado que há um domínio do argumento do pericentro inicial da órbita. Entretanto, para regiões mais altas, mais próximas ao corpo perturbador, existe um equilíbrio entre a escolha do argumento do pericentro e a longitude do nodo inicial, não havendo uma dominância de apenas um dos elementos orbitais.



Considerações Finais

- ❖ Foram mapeados os tempos de vida para órbitas em torno diversos satélites. E mostrou-se que:
 - A ordem da razão de massa contribui, de modo geral, para o tempo de vida das órbitas da sonda. De modo que razões de massa da ordem de 10^{-1} geraram órbitas com maiores tempos do que sistemas com razões de ordens como 10^{-5} ou 10^{-7} .
 - Os maiores tempos de vida das órbitas da sonda favorecem as órbitas iniciais com baixa altitude e menores valores de inclinação e excentricidade.
 - O efeito da não esfericidade do satélite mostrou que, em alguns casos, é possível amortecer os efeitos de terceiro corpo.



Considerações Finais

- Existem regiões isoladas nos mapas onde foram registradas órbitas com tempos de vida que foram maiores, dentre as suas vizinhanças de condições iniciais. Essas regiões foram classificadas como ilhas de estabilidade orbital.