

TRANSFERÊNCIAS ORBITAIS DENTRO DO MODELO QUASE BICIRCULAR NO SISTEMA TERRA-LUA-SOL

Annelis Aiex Corrêa¹, Antônio F. Bertachini de Almeida Prado¹, Teresinha J. Stuchi², Cristián Beaugé³

1 - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

2 - Instituto de Física / Universidade Federal do Rio de Janeiro

3 - Universidade Nacional de Córdoba

O problema quase bicircular planar consiste na determinação da dinâmica de um corpo, de massa desprezível, que se move sob o campo gravitacional de três corpos. No caso estudado, o quarto corpo é considerado um satélite artificial e os demais são a Terra, a Lua e o Sol, formando o sistema de três corpos. Este modelo permite a construção de uma hamiltoniana similar a do problema restrito de três corpos (PRTC), incluindo termos periódicos não autônomos, provenientes da presença do Sol, portanto pode ser entendido como uma perturbação ao PRTC. Suas órbitas periódicas aparecem isoladas e possuem o mesmo período solar. Os pontos de equilíbrio colineares possuem o mesmo caráter de estabilidade linear dos pontos lagrangianos (L1, L2 e L3) do PRTC, sendo do tipo sela x centro x centro, instável na direção x e estáveis nas direções y e z. As órbitas periódicas tridimensionais ao redor do ponto colinear é chamada órbita Halo. O objetivo deste trabalho é determinar órbitas de transferências de baixo consumo de combustível para um veículo espacial partindo de uma órbita de estacionamento ao redor da Terra em direção a uma órbita Halo do ponto L1, situado entre a Terra e Lua. Esta tarefa pode ser transformada no problema de valor de contorno: dado um ponto inicial na órbita de estacionamento, um ponto final na órbita halo e o tempo de transferência, deseja-se obter a trajetória que liga estes dois pontos e que minimize os incrementos de velocidade do veículo. Essas transferências são realizadas baseadas no método de Lambert e analisadas de modo a fornecer um baixo consumo. Posteriormente, é feita uma comparação de consumo com as órbitas de transferência equivalentes do PRTC.

DETERMINAÇÃO DE REGIÕES DE ÓRBITAS DIRETAS ESTÁVEIS AO REDOR DA LUA

Cristiano Fiorilo de Melo¹, Othon Cabo Winter^{1,2}, Ernesto Vieira Neto^{1,2}

1 - INPE - S. J. Campos

2 - UNESP - Guaratinguetá

Neste Trabalho estamos investigando regiões do sistema Terra-Lua que contêm órbitas diretas estáveis ao redor da Lua visando a utilização destas órbitas em futuras missões de veículos espaciais como alternativas de trajetórias com baixo custo de manutenção. Adotando-se o problema restrito de três corpos, Terra-Lua-partícula, a localização e a extensão destas regiões de estabilidade foram investigadas numericamente considerando como estável toda órbita que permanece ao redor a Lua por, no mínimo, 1000 dias com energia de dois corpos da partícula em relação à Lua negativa. A estabilidade de tais regiões está associada a duas famílias de órbitas periódicas simples H1 e H2 e a órbitas quase-periódicas associadas a elas. Uma vez identificadas as regiões de estabilidade passamos a analisá-las introduzindo, paulatinamente, outras interações relevantes ao sistema como as perturbações do Sol (via problema restrito de quatro corpos), das marés, da pressão de radiação e do achatamento terrestre. Os resultados encontrados até o momento mostram que a perturbação do Sol é a única que reduz significativamente o tamanho das regiões de estabilidade. Também estamos investigando o comportamento de tais regiões quando características intrínsecas do sistema como as excentricidades das órbitas da Terra e da Lua e a inclinação da órbita Lua são consideradas. Com este estudo estamos reunindo informações que nos permitirão compreender a evolução das regiões de estabilidade no sistema Terra-Lua, bem como estabelecer parâmetros adequados para a utilização das trajetórias estáveis em futuras missões espaciais. Agradecimentos: Este projeto conta com o apoio do CNPq, da Capes e da Fapesp.

STATIC POSITIONING DETERMINATION USING GPS NAVIGATION SOLUTION

Vivian Martins Gomes, Hélio Koiti Kuga, Roberto Vieira da Fonseca Lopes,

Ana Paula Marins Chiaradia

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

The purpose of this work is to use the Kalman filter to estimate the positioning vector of a static landmark from the navigation solutions obtained by GPS receivers. The estimator purpose is to calculate the state vector based in a set of observations. Such a computational algorithm processes measurements to produce a minimum error estimation of a system using knowledge of the dynamic and the measurements, measurement errors, and informations about initial conditions. There are two basic methods in the state estimation process to estimate the state vector: 1) when the state is updated in a reference or epoch instant, using a block of observations obtained during a space of time and in this case it is

called batch estimator and the Least Squares method is the most used; 2) when the state vector is updated after processing each observation, in this case, the process is called sequential or recursive estimator and the most common examples are recursive Least Squares and Kalman filter. In this work the Kalman filter will be used because of its robustness in real time applications, recursive and sequential nature, without unnecessary storage of observations, as they can be processed while being collected, and the convergence is obtained while observations are processed. The dynamical model considers the state vector to be estimated and the dynamic noise is assumed to be a discrete white noise. The observations modeling considers the m observations vector collected, the matrix relating the observations to the state and the observations noise vector. Data were collected using two dual frequency Ashtech Z-12 GPS receivers of geodetic quality, placed at known reference landmarks. A comparison will be done between the estimated state vector and the landmarks geodetic coordinates which were previously surveyed by IBGE. This work aims at performing a preliminary investigation on real time positioning techniques, with can thereafter be extended to navigation of space vehicles, including more complex features of non linear dynamic and the measurements.

PAINEL 222

O RANDOM WALK DE LÉVY APLICADO AOS MAPAS DE VARIÂNCIAS.

Júlio César Klafke^{1,2}

1 - UniFAI

2 - UNIP

Uma pergunta que surge ao nos confrontarmos com os mapas de variâncias, ou *s-Maps* [Klafke, J. C. "Estudo da Difusão Caótica em Ressonâncias Asteroidais", Tese de Doutorado, IAG/USP, 2002] diz respeito ao conteúdo físico de tais representações do espaço de fase. Ou seja, o que representa as variâncias das ações obtidas para uma determinada condição inicial e como relacioná-las com o tempo de difusão das órbitas, supondo-se que estas de fato estejam envolvidas em um processo difusivo? Para discutirmos essa questão, lançamos mão da modelagem dos processos estocásticos subjacentes às variâncias determinadas e implementamos uma série de simulações do tipo Monte Carlo a partir das informações registradas nos *s-Maps* calculados para algumas ressonâncias asteroidais bem estudadas (p.ex. 3: 1, 2: 1 e 3: 2). Para tanto, temos usado uma função de densidade de probabilidade gaussiana ao definir os n passos que permitirão estabelecer uma relação direta entre o Mapa de Difusão e o Mapa de Variâncias. Contudo, os resultados obtidos até agora tem subestimado o tempo de difusão esperado para os fenômenos conhecidos. Tal se deve ao fato de que, no processo difusivo real, é possível existirem passos de comprimento consideravelmente maiores que a média estabelecida pelas distribuições gaussiana ou normal, sobretudo quando se cruza uma região caótica. Neste trabalho, apresentamos os resultados comparativos de simulações de Monte Carlo com base no *random walk* de Lévy [Klafter, J. *et al.* 2002. "Beyond Brownian motion", *Phys. Today*, Feb, 33-39.], o qual possibilita passos esporádicos de comprimento acima do valor médio (saltos) permitindo estabelecer uma escala de tempo mais próxima da esperada para a difusão.

PAINEL 223

THE OUTWARD RADIAL OFFSET OF NEPTUNE RING ARCS

King Hay Tsui

Instituto de Física / UFF

It is consensus that the Neptune ring arcs are confined by the 42/43 Lindblad-corotation orbit-orbit resonant interactions with Galatea. Nevertheless, recent observations have indicated that the radial position of the arcs is off the expected resonance location by 1/3 Km outwards. Such radial offset, although very small, is unaccountable by fine tuning the restricted three-body model. In an attempt to resolve this issue, we use a restricted four-body model where the center of mass is anchored by the central body Neptune S and the primary body Triton X. Two minor bodies Galatea G and ring arc s interact with each other while orbiting under the combined XS field. In order to identify the disturbing potential, the equations of motion of s are manipulated to arrive at the energy equation in a frame centered at S with a fixed reference axis. Due to the orbital motions of X and G, the force field acting on s is non-conservative with velocity and time dependences. This non-conservative field is represented in the energy equation in two ways. First, it appears as the energy exchange terms of s with X and G on the right side of the equation. Second, it appears in the potential function on the left side of the equation in a velocity dependent term, which could be removed by going to the SX rotating frame. Rearranging the non-conservative term in the potential function and the sX energy exchange terms gives an angular momentum term of s acted on by a time derivative. This regrouped term can be expressed in terms of the usual disturbing potential V itself multiplied by a coefficient q and becomes conservative. Consequently, the disturbing potential of s read $V_s=(1+q)V$, and by the same token, we have $V_G=(1+q)V$. The (1+q) factor in V_s represents the effect of the anchoring Triton X on the sG interaction. As a matter of fact, this factor can also be recovered in the restricted three-body system, but has been overlooked so far. With V_s and V_G , the resonance relations are preserved while the resonance location is displaced outward due to the additional contribution of X to the corotation secular potential of G that amounts to 0.3 Km.