

THE MOON'S ACCELERATION PRODUCED BY THE OCEAN TIDES

Alteni Fidelis Pimenta¹, Germano Bruno Afonso²
 1 - CPGCG/UFPR
 2 - DF/UFPR

The well-known tides induced on Earth by the Sun and the Moon have had several long-term effects over the age of Earth. Most notably, the transfer of angular momentum from Earth to the Moon has resulted in an appreciable secular increase in the length of the day and a retreat of the Moon from Earth. The implications of employing the present rate of tidal energy dissipation on a geological timescale are catastrophic: around 1500 Ma the Moon would have been close to Earth, with the consequence that the much larger tidal forces would have disrupted the Moon. Based on the data about the Earth's rotation, since 1623, provided by IERS, we investigated the secular perturbations in the past of the Earth-Moon system. Using IERS data and the equation for the transfer of rotational angular momentum from Earth to the lunar orbital angular momentum due to tidal friction of the Moon and the Sun we found equations for the Earth's angular velocity and semi-major axis of Moon's orbit. Our model furnishes a point of maximum approximation of the Moon at 4500 Ma, in a good agreement with the modern theories about the Earth-Moon system formation and with the results obtained through the analysis of sedimentary cyclic rhythmites. Thus, our model gives a good description of the Earth-Moon system past for any time. It can be further improved by including recent, high-accurate measurements and more reliable data concerning the ancient Earth's rotation values for comparison.

DETERMINAÇÃO DE ELEMENTOS PRÓPRIOS DOS ASTEROÍDES TROIANOS: COMPARAÇÃO ENTRE AS TEORIAS SEMI-ANALÍTICA E SINTÉTICA

F. Roig¹, C. Beaugé²
 1 - Observatório Nacional
 2 - Observatorio Astronómico Córdoba, UNC, Argentina

Além do cálculo semi-analítico de elementos próprios dos asteróides Troianos (Beaugé & Roig 2001, *Icarus* **153**, 391), recentemente foi apresentado um novo conjunto destes elementos próprios determinado através de uma teoria sintética (Knenezovic & Milani 2003, comunicação pessoal). As bases de dados contendo estas determinações estão disponíveis na página web do **Asteroid Dynamical Site** (<http://hamilton.dm.unipi.it/cgi-bin/astdys/astibo>). Nesta comunicação apresentamos os primeiros resultados de um estudo comparativo entre ambos conjuntos de elementos próprios, analisando suas vantagens e desvantagens, assim como os limites de precisão de cada conjunto. Mostramos que os elementos próprios sintéticos são mais precisos que os semi-analíticos para grandes amplitudes de libração do ângulo $\sigma = \lambda - \lambda_{Jup}$, embora acontece o contrário para os corpos cuja amplitude de libração é muito pequena. Finalmente discutimos a influência destes erros na determinação de famílias de asteróides e da estrutura ressonante em torno dos pontos Lagrangeanos L_4 e L_5 .

OTIMIZAÇÃO DE PROCEDIMENTO DE MANOBRA PARA INDUÇÃO DE REENTRADA DE UM SATÉLITE RETORNÁVEL

Walkiria Schulz, Marcelo Suarez
 CONAE

Veículos espaciais que retornam à Terra passam por regimes de velocidade e condições de voo distintos. Estas diferenças dificultam sua concepção aerodinâmica e o planejamento de seu retorno. A partir de uma proposta de um veículo orbital retornável (satélite SARA, em desenvolvimento no IAE/CTA) para realização de experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de baixa gravidade, surge a necessidade de realizarem-se estudos considerando-se os aspectos relativos à sua aerodinâmica. Após o lançamento, o veículo deve permanecer em órbita pelo tempo necessário para a condução de experimentos, sendo depois direcionado à Terra e recuperado em solo. A concepção aerodinâmica é de importância para o voo em suas diversas fases e deve considerar aspectos relativos à estabilização Aerodinâmica e ao arrasto atmosférico, sendo este último de importância crucial na análise do aquecimento a ser enfrentado. A manobra de retorno inclui considerações sobre as condições atmosféricas e dinâmica de reentrada, devendo ser calculada de forma mais precisa possível. O trabalho proposto avalia estudos da dinâmica de voo de um satélite recuperável considerando aspectos relativos à determinação orbital com GPS, técnica utilizada com sucesso na CONAE, e seu comportamento aerodinâmico em voo balístico de retorno, com ênfase em sua fase de reentrada atmosférica. Busca-se otimizar a manobra de reentrada de tal forma que a utilização do sistema GPS garanta minimizar a área de impacto com o solo.

CONTROLE ORBITAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS COM PROPULSÃO E USO DE GRAVIDADE LUNAR**Karla de Souza Torres¹, Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado²****1 - FEG/UNESP****2 - INPE**

A redução do custo de combustível de uma manobra é atualmente a grande prioridade de todos os programas espaciais existentes no mundo. As manobras assistidas pela gravidade são uma ótima forma de se contornar o problema pois proporcionam economias com vasto impacto no custo final da missão. Neste trabalho é feito um estudo particular do controle orbital de um satélite artificial da Terra usando a gravidade da Lua. O objetivo é estudar uma técnica econômica para uma mudança de plano de um satélite que está em órbita em volta da Terra. A idéia principal desta abordagem é enviar primeiramente o veículo espacial em direção à Lua usando uma manobra mono-impulsiva para que assim o campo gravitacional da Lua possa fazer a mudança de plano desejada (sem custo de combustível) e só então retornar o veículo aos valores iniciais de semi-eixo e excentricidade usando uma manobra bi-impulsiva tipo Hohmann. Para tanto, é assumido que a espaçonave inicia em uma órbita circular coplanar à órbita da lua em torno da Terra e a meta é colocá-la em uma órbita similar que difere da órbita inicial somente pela inclinação. São usadas equações analíticas baseadas na abordagem Patched Conics para se calcular a variação na velocidade, momento angular, energia e inclinação do veículo espacial que realiza esta manobra. Várias simulações são feitas para se avaliar as economias de combustível envolvidas.

O EFEITO DO ACHATAMENTO NOS PONTOS DE EQUILÍBRIO E NA DINÂMICA DE SISTEMAS COORBITAIS**Décio Carodozo Mourão¹, Othon Cabo Winter², Tadashi Yokoyama³****1 - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais****2 - Unesp - Guaratinguetá****3 - Unesp - Rio Claro**

Neste trabalho analisamos o efeito do achatamento do corpo principal nos pontos de equilíbrio lagrangianos e na configuração de órbitas girino-ferradura. Enfatizamos os sistemas coorbitais de satélites de Saturno, pois se encontram em relativa proximidade com o planeta, em que o efeito do achatamento se torna mais evidente. O estudo é dividido em três etapas independentes. Na primeira fase analisamos as equações de movimento do problema restrito de três corpos considerando o efeito do achatamento, e através do balanceamento de forças buscamos a nova configuração dos pontos de equilíbrio lagrangianos. Concluimos, nesta etapa, que os pontos de equilíbrio estáveis apresentam um pequeno deslocamento definido pelo parâmetro de achatamento, não podendo ser mais representados por triângulos equiláteros. Aplicamos este resultado aos satélites coorbitais de Tetis e Dione, encontrando as posições de equilíbrio levemente deslocadas em relação ao caso sem achatamento. Na segunda fase visamos o sistema Saturno-Jano-Epimeteu, que por se tratar de um sistema de massas comparáveis, optamos por desenvolver as equações de Yoder et al (Icarus 53, pág 431-443, 1983), que permitem determinar os pontos de equilíbrio e a amplitude de oscilação angular das órbitas girino-ferradura para o problema não-restrito de três corpos, porém, no nosso estudo consideramos o efeito do achatamento do corpo principal nestas equações. Encontramos que a distância angular entre satélites, quando em posição de equilíbrio estável, diminui quanto maior for o parâmetro de achatamento do corpo principal. Além disso, a órbita de transição girino-ferradura possui largura angular menor em relação ao caso sem achatamento. Por fim, realizamos integrações numéricas para os casos reais de coorbitais de Saturno comparando com os resultados analíticos. Nestas integrações simulamos diversas órbitas girino-ferradura com diferentes parâmetros de achatamento, utilizando condições iniciais corrigidas para a presença do achatamento.

COMPARAÇÃO DE MODELOS PARA O CÁLCULO DE PERTURBAÇÕES ORBITAIS DEVIDAS À MARÉ TERRESTRE**Juliana Vieira Pinto, Rodolpho Vilhena de Moraes****FEG/UNESP**

Aplicações recentes de satélites artificiais com finalidades geodinâmicas requerem órbitas determinadas com bastante precisão. Em particular marés terrestres influenciam o potencial terrestre causando perturbações adicionais no movimento de satélites artificiais, as quais tem sido medidas por diversos processos. A atração exercida pela lua e pelo sol sobre a terra produz deslocamentos elásticos em seu interior e uma protuberância em sua superfície. O resultado é uma pequena

variação na distribuição da massa na terra, conseqüentemente no geopotencial. As perturbações nos elementos orbitais de satélites artificiais terrestres devidas a maré terrestre podem ser estudadas a partir das equações de Lagrange, considerando-se um conveniente potencial. Por outro lado, como tem sido feito pelo IERS, as mudanças induzidas pela maré terrestre no geopotencial podem ser convenientemente modeladas como variações nos coeficientes C_{nm} e S_{nm} do geopotencial. As duas teorias ainda não foram comparados para um mesmo satélite. Neste trabalho são apresentadas e comparadas as variações de longo período e seculares nas perturbações orbitais devidas à maré terrestre, calculadas por um modelo simples, o de Kozai, e pelo modelo do IERS. Resultados preliminares mostram, para os satélites SCD2 e CBERS1, e para a Lua em movimento elíptico e precessionando, as perturbações seculares no argumento do perigeu e na longitude do nodo ascendente.

PAINEL 230

ESTUDO DE PERTURBAÇÕES ORBITAIS DE SATÉLITES ARTIFICIAIS, CONSIDERANDO RESSONÂNCIA, ATRAVÉS DE TRANSFORMAÇÕES CANÔNICAS

Rodolpho Vilhena de Moraes
DMA-FEG-UNESP

Aplicações recentes de satélites artificiais, principalmente aquelas com finalidades geodinâmicas ou altimétricas, requerem órbitas determinadas com bastante precisão. Em particular os satélites do sistema GPS, que têm sido envolvidos direta ou indiretamente em tais problemas, necessitam de ter suas órbitas muito bem conhecidas. As órbitas dos satélites GPS tem uma peculiaridade: o período orbital está em comensurabilidade 2: 1, aproximada, com o período de rotação da Terra. A existência de ressonâncias faz com que métodos usuais de teoria de perturbações não possam ser usados para se estudar órbitas com esta característica. No presente trabalho são apresentados dois processos para se estudar tal problema. Para tanto o sistema dinâmico que descreve o movimento orbital de satélites artificiais, perturbado por forças que derivem ou não de um potencial, incluindo ressonância, é inicialmente colocado em forma canônica estendida. Um dos processos apresentado é baseado na teoria de Lie-Hori e o outro em uma seqüência de transformações canônicas. Perturbações devidas ao geopotencial, ao arrasto atmosférico, à pressão de radiação solar direta (incluindo o efeito da sombra) e à ressonâncias do movimento orbital com o movimento de rotação da Terra são consideradas. Neste trabalho, sucintamente, os dois processos originais desenvolvidos em colaboração com o autor são apresentados. Simulações são feitas mostrando o efeito da ressonâncias 2: 1 na evolução temporal de elementos orbitais de satélites artificiais. Exemplos são exibidos para diversas órbitas considerando-se diferentes excentricidades e inclinações, incluindo às do tipo GPS.