

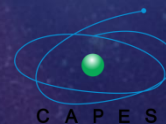
# XVII Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital

Águas de Lindóia - SP  
1 a 5 de dezembro de 2014



SBMAC

Sociedade Brasileira de Meteorologia Aplicada e Computacional



**XVII CBDO**

**XVII Colóquio Brasileiro de Dinamica Orbital**

**Programa e  
Caderno de Resumos**

**1 a 5 de dezembro de 2014**

**Águas de Lindóia - SP**

Liana Dias Gonçalves

Antonio F. B. A. Prado

Elbert E. N. Macau

(editores)

**2014**



## COMITÊ ORGANIZADOR

- Antonio Bertachini de Almeida Prado  
(Coordenador)  
Instituto Nacional de Pesquisas  
Espaciais  
Brasil
- Cristiano Fiorilo de Melo  
Centro de Engenharia, Modelagem e  
Ciências Sociais Aplicadas  
Universidade Federal do ABC  
Brasil
- Elbert E. N. Macau (Coordenador)  
Instituto Nacional de Pesquisas  
Espaciais  
Brasil
- Fernando Virgílio Roig  
Observatório Nacional  
Brasil
- José Dias do Nascimento Júnior  
Departamento de Física  
Universidade Federal do Rio Grande do  
Norte  
Brasil
- Iberê Luiz Caldas  
Instituto de Física  
Universidade de São Paulo  
Brasil
- Othon Cabo Winter  
Faculdade de Engenharia de  
Guaratinguetá  
Universidade Estadual Paulista "Júlio de  
Mesquita Filho"  
Brasil
- Ricardo Reis Cordeiro  
Departamento de Física  
Universidade Federal de Viçosa  
Brasil
- Sylvio Ferraz de Mello  
Instituto de Astronomia, Geofísica e  
Ciências Atmosféricas  
Universidade de São Paulo  
Brasil
- Vivian Martins Gomes  
Faculdade de Engenharia de  
Guaratinguetá  
Universidade Estadual Paulista "Júlio de  
Mesquita Filho"  
Brasil

## **PROGRAMA DO CBDO 2014**

### **Segunda-feira, 01 de dezembro**

- 13:00 Inscrições, entrega de material
- 15:20 Abertura do evento
- Sessão Técnica 1* Presidente: Fernando Virgílio Roig
- 15:30 Comunicação Oral: Retrograde Resonance in 2D and 3D, M.H.M. Morais, F. Namouni
- 16:00 Comunicação Oral: Resonancias de Tres Cuerpos en el Sistema Solar, Tabaré Gallardo
- 16:30 Comunicação Oral: Evolução Orbital das Partículas do Anel G de Saturno, Silvia Winter
- 17:00 Palestra: Tidal Synchronization of Close-in Satellites and Exoplanets, Host Stars and Mercury, S. Ferraz-Mello
- 18:00 Palestra: Evolução co-orbital durante a migração primordial em sistemas de satélites. Implicações para Janus e Epimetheus, Adrian Roduiguez
- 19:00 Entrega do prêmio Wagner Sessin

### **Terça-feira, 02 de dezembro**

- Sessão Técnica 2* Presidente: Cristian Andres Giuppone
- 9:00 Palestra: Origin and Dynamics of Kepler Multiplanetary Systems, C. Beaugé
- 10:00 Comunicação Oral: The Asteroid Belt in the Early Solar System, Rogerio Deienno
- 10:30 Comunicação Oral: The Evolution of Terrestrial Planets and Asteroids in the Jumping-Jupiter Migration Model, Fernando Roig
- 11:00 Comunicação Oral: A Formação de Troianos de Netuno sob o Modelo de Nice, Rodney Gomes
- 11:30 Comunicação Oral: Study of Hildas under the Jumping-Jupiter like Scenario, Helton da Silva Gaspar

12:00	Almoço
<i>Sessão Técnica 3</i>	Presidente: Elbert E. N. Macau
14:00	Palestra: Low Energy Transfers, Weak Stability Boundaries and Applications, Edward Belbruno
15:00	Comunicação Oral: Manutenção de Órbitas Congeladas ao Redor de Satélites Planetários, Rodolpho Vilhena de Moraes
15:30	Comunicação Oral: Control Strategies for Formation Flying Around Triangular Libration Points for the Bicircular Problem in the Sun-Earth-Moon System, Francisco Salazar
16:00	Comunicação Oral: O Encontro da Sonda New Horizons com o Sistema de Plutão, Silvia Maria Giuliatti Winter
16:30	Coffe Break
17:00	Sessão de Painéis de todas as áreas
19:00	Jantar

### **Quarta-feira, 03 de dezembro**

<i>Sessão Técnica 4</i>	Presidente: Antonio Bertachini de Almeida Prado
9:00	Palestra: Dynamics of Tethered System Connected to a Moon Surface, Anna D. Guerman
10:00	Palestra: Space Debris Monitoring Systems, Chantal Cappelletti
11:00	Comunicação Oral: Quasi-Periodic Dynamic of Coorbital Satellites, Laurent Niederman
11:30	Comunicação Oral: If There is Dissipation the Particle Can Gain Energy, Ricardo Egydio de Carvalho
12:00	Almoço
<i>Sessão Técnica 5</i>	Presidente: Cristiano Fiorilo de Melo
14:00	Palestra: A Survey on Ballistic Capture Orbits with Applications, Francesco Topputo

- 15:00 Comunicação Oral: Diffusion in the Sun-Saturn System, Maisa de Oliveira Terra
- 15:30 Comunicação Oral: Hyperbolic Dynamical Structures in the Spatial CRTBP: Efficient Numerical Methods and Results for The Sun-Jupiter System, Priscilla Andressa de Sousa Silva
- 16:00 Comunicação Oral: Cadeias Múltiplas de Ilhas na Interação Onda Partícula, Iberê Luiz Caldas
- 16:30 Coffe Break
- 17:00 Sessão de Painéis de todas as áreas
- 19:00 Jantar
- 20:30 SGAC: Beyond a Network, Josué Cardoso dos Santos

### **Quinta-feira, 04 de dezembro**

#### *Sessão Técnica 6*

Presidente: Othon Cabo Winter

- 9:00 Palestra: Modern Methods of Orbit Determination for Asteroids, Giovanni Federico Gronchi
- 10:00 Palestra: Descoberta do Sistema de Anéis no Entorno do Centauro (10199), Chariklo, F. Braga Ribas
- 11:00 Comunicação Oral: Ocultações Estelares - Uma poderosa Técnica para Observar o Sistema Solar Exterior, Roberto Vieira Martins
- 11:30 Comunicação Oral: Tno Ephemeris for Prediction of Stellar Occultaton, Josselin Desmars
- 12:00 Almoço

#### *Sessão Técnica 7*

Presidente: Sylvio Ferraz de Mello

- 14:00 Palestra: Coorbital Motion of Planets and Satellites: from Orbits to Rotations, Philippe Robutel
- 15:00 Comunicação Oral: Peculiar Euphrosyne, Valerio Carruba
- 15:30 Comunicação Oral: Effects of Close Encounters with (3) Juno, (20) Massalia, (31) Euphrosyne and (111) Ate: an Opportunity for the GAIA Mission, Safwan Aljbaae

16:00	Comunicação Oral: Frequently Asked Questions Concerning Mean-Motion Planetary Resonances, Tatiana Alexandrovna Michtchenko
16:30	Coffe Break
17:00	Sessão de Painéis de todas as áreas
19:00	Jantar
20:30	Música ao vivo

### **Sexta-feira, 05 de dezembro**

<i>Sessão Técnica 8</i>	Presidente: Iberê Luiz Caldas
09:00	Comunicação Oral: The State-of-the-Art in Space Robots, Ijar M. da Fonseca
09:30	Comunicação Oral: Permanent Magnet Hall Thruster Development and Applications on Future Brazilian Space Missions, José Leonardo Ferreira
10:00	Comunicação Oral: Aplicação de Filtros de Sinais para Análise de Informações de Unidades de Medida Inerciais, Maurício Nacib Pontuschka
10:30	Comunicação Oral: Parametric Resonance of Hamiltonian Systems in the Planar Case, Hildeberto Cabral
11:00	Comunicação Oral: Orbital Motion of the ISS: Observation and Collision Avoidance, Jarbas Cordeiro Sampaio
11:30	Comunicação Oral: On the Effects of the 2:1 Perigee-Ascending Node Resonance Over the IGSO Satellites, Diogo Merguizo Sanchez
12:00	Encerramento
12:15	Almoço

## *Sessão de Pôsteres*

Sessão I :Terça-feira - 17h

- SEARCHING LESS PERTURBED ELLIPTICAL ORBITS AROUND EUROPA
- ON THE FORCE FIELDS WHICH ARE HOMOGENEOUS OF DEGREE -3
- SIMETRIA, BIFURCAÇÃO E EMPILHAMENTO DE CONFIGURAÇÕES CENTRAIS DO PROBLEMA PLANAR DE 1+4 CORPOS
- SEARCHING FOR LESS PERTURBED ORBITS AROUND THE THREE BODIES OF THE ASTEROID 2001SN263
- ESTUDO DE ÓRBITAS AO REDOR DE CORPOS NÃO ESFÉRICOS QUE POSSAM SER CONTROLADAS POR UM IMPULSO
- ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER MODELAGEM E SIMULAÇÃO DO INSTRUMENTO E DA SUA OPERAÇÃO
- ANÁLISE DE PERTURBAÇÕES SECULARES EM DOIS MODELOS DO SISTEMA UPSILON ANDRÔMEDAE A
- ASTROMETRIA DOS SATÉLITES GALILEANOS
- ASTROMETRIA E REFINAMENTO DE ÓRBITAS DE TRANSNETUNIANOS E CENTAUROS
- ESTUDO DO DECAIMENTO DE UM SATÉLITE DO TIPO CUBESAT SUJEITO AO ACHATAMENTO TERRESTRE E AO ARRASTO ATMOSFÉRICO
- DINÂMICA E CONTROLE DOS SISTEMAS ESPACIAIS LIGADOS POR CABOS (TETHER SYSTEMS)
- THE EVOLUTION OF TERRESTRIAL PLANETS AND ASTEROIDS IN THE JUMPING-JUPITER MIGRATION MODEL
- TRANSFERÊNCIAS ÓTIMAS A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS NÃO COPLANARES COAXIAIS DIRETAS
- INSTABILITY AND BIFURCATION IN A PROBLEM OF THE N+1 BODY
- ESTUDO DE TNO'S ATRAVÉS DE OCULTAÇÕES ESTELARES
- CHARACTERISTIC OF THE INCLINATION OF EXTRASOLAR PLANETS
- DYNAMICS OF A SOLAR SAIL AROUND MERCURY
- CONVERGENCE TO A FIXED POINT IN ONE-DIMENSIONAL MAPPINGS
- SUCESSIVE COLLISIONS UNDER SCALING FORMALISM IN A FERMI ACCELERATOR WITH TWO NONLINEAR TERMS
- RESISTENCIA AERODINÂMICA A ALTA ATMÓSFERA EN REINGRESO ATMOSFÉRICO DE OBJETOS CIRCULARES
- INFLUÊNCIA DA IONOSFERA NA TAXA DE SUCESSO DA RESOLUÇÃO DE AMBIGUIDADES DO GPS EM UM VOO EM FORMAÇÃO DE SATÉLITES



- PONTOS LAGRANGIANOS: APLICAÇÃO PARA O ASTEROIDE 2001SN263
- DINAMICA DE SISTEMAS PLANETARIOS EN RESONANCIA DE TRES CUERPOS
- APLICAÇÃO DO MÉTODO DE CLENSHAW PARA O DESENVOLVIMENTO DO CALCULO DO GEOPOTENCIAL COM ALTÍSSIMA ORDEM E GRAU
- ESTUDO DA FORMAÇÃO PLANETÁRIA EM UM SISTEMA ESTELAR TRIPLO: CASO PLANO
- ESTUDO DA FORMAÇÃO E MIGRAÇÃO DE UM NÚCLEO SÓLIDO PLANETÁRIO
- ANÁLISE PRELIMINAR DE TRAJETÓRIAS ÓTIMAS TERRA-LUA
- UM MODELO MELHORADO DE ARRASTO PARA DETERMINAÇÃO E PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA DO CBERS
- NAVEGAÇÃO E CONTROLE DE UM VANT DO TIPO QUADRICÓPTERO EM MISSÕES DE BUSCA E VIGILÂNCIA
- MANOBRAS ORBITAIS COM PROPULSÃO CONTÍNUA PARA ALCANÇAR OS PONTOS L1, L2 E L3 DO SISTEMA TERRA-LUA
- RESONANT MODES OF DRIFT WAVES IN TOROIDAL MAGNETIC CONFINEMENT
- OPERAÇÕES DE MANIPULADORES ROBÓTICOS ESPACIAIS
- CAPTURA DE PLANETESIMALES DEBIDO A LA MIGRACIÓN EN DISCOS PROTOPLANETARIOS
- APPLYING THE BOOTSTRAP PARTICLE FILTER TO THE HIGHLY NONLINEAR ORBIT DETERMINATION PROBLEM
- PROJETO DE UM SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE QUE UTILIZA UM VOLANTE DE INÉRCIA SUSPENSO POR DOIS EIXOS CARDAN
- ANÁLISE DAS CONFIGURAÇÕES ESTÁVEL E INSTÁVEL DOS ASTEROIDES DA FAMÍLIA DE HILDA DENTRO DA RESSONÂNCIA 3:2 COM JÚPITER EM UM SISTEMA SOLAR PRIMORDIAL
- ESTUDO SOBRE A MELHORIA NA AQUISIÇÃO DE DADOS DAS PLATAFORMAS DE COLETAS DE DADOS (PCDS) NO TERRITÓRIO BRASILEIRO
- PLANETARY FORMATION IN A TRIPLE STELLAR SYSTEM: IMPLICATIONS OF THE THIRD STAR'S ORBITAL INCLINATION
- EFFECTS OF THE ECCENTRICITY OF A PERTURBING THIRD BODY IN THE ORBITAL CORRECTION MANEUVERS OF A SPACECRAFT
- ANÁLISE DO COMPORTAMENTO DO FILTRO DE KALMAN UNSCENTED APLICADO À ESTIMAÇÃO DE ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS UTILIZANDO DADOS REAIS DE SENSORES E PARÂMETROS MODIFICADOS DE RODRIGUES

- SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O PROBLEMA DE TRANSFERÊNCIA ÓTIMA A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS COPLANARES DE PEQUENAS EXCENTRICIDADES
- RESONANCIAS DE TRES CUERPOS EN EL SISTEMA SOLAR
- VALIDAÇÃO E QUALIFICAÇÃO PARA VOO DO ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER: ESTUDOS PARA IDENTIFICAÇÃO DOS TESTES A REALIZAR E DOS EQUIPAMENTOS NECESSÁRIOS PARA SUA REALIZAÇÃO
- USO DE CABOS ELETRODINÂMICOS PARA A REDUÇÃO DA ALTITUDE DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL DA TERRA
- UMA DISCUSSÃO SOBRE A ANÁLISE DA ATITUDE E DO COMPORTAMENTO AERODINÂMICO DE UM PROTÓTIPO DE FOGUETE DE PEQUENO PORTE UTILIZADO PARA O ESTUDO DE DESCARGAS ELÉTRICAS POR MEIO DE RAIOS TRIGADOS
- AVALIAÇÃO DE RISCOS ASSOCIADOS AO IMPACTO DE PARTÍCULAS COM HIPER-VELOCIDADE SOBRE O NANO-SATÉLITE ETASAT-IE
- ESTIMAÇÃO DE BIAS DE GIROS E ATITUDE PELO MÉTODO DE MÍNIMOS QUADRADOS PARA SISTEMA NÃO LINEAR UTILIZANDO DADOS SIMULADOS E REAIS DO SATÉLITE CBERS-2
- COMPARAÇÃO DA FILTRAGEM H INFINITA ESTENDIDA DE SEGUNDA ORDEM PROCESSANDO DADOS SIMULADOS E REAIS PARA CALIBRAÇÃO DE GIROS E ESTIMAÇÃO DE ATITUDE
- MODELO SEMIANALÍTICO PARA DINÂMICA DE LUAS TROIANAS INCLUINDO A PERTURBAÇÃO SOLAR

Sessão II: Quarta-feira - 17h

- TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE
- CONTROLE POR MODOS DESLIZANTES APLICADO AO MOVIMENTO DE ATITUDE DE UM SATÉLITE SUBMETIDO AOS TORQUES PERTURBADORES GERADOS DURANTE MANOBRAS ORBITAIS
- PROJETO DE UMA LEI DE CONTROLE H INFINITO PARA UM MANIPULADOR FLEXÍVEL
- DYNAMICS OF THE 3/1 MEAN-MOTION RESONANCE IN PLANETARY SYSTEMS
- ESTIMAÇÃO DA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL PASSANDO PELA LUA USANDO FILTRO DE KALMAN
- SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ACELERAÇÃO IÔNICA NUM MODELO DE PROPULSOR HALL
- ASTROMETRIA DOS SATÉLITES IRREGULARES DOS PLANETAS GIGANTES
- ESTUDOS DE ÓRBITAS AO REDOR DE BETA NO SISTEMA TRIPLO DO ASTEROIDE 2001 SN263
- MANOBRAS EVASIVAS EM ROTA DE COLISÃO COM NUVEM DE DETRITOS ESPACIAIS
- ESTUDO DE ÓRBITAS RESSONANTES EM TORNO DO CORPO ALFA
- MAPAS SIMPLÉTICOS COM CORRENTE REVERSA EM TOKAMAKS
- FAMILIES OF PERIODIC ORBITS FOR TROJAN PLANETS, WITH ECCENTRICITY AND MUTUAL INCLINATION
- TRANSFERÊNCIAS PARA ASTEROIDES PRÓXIMOS À TERRA VIA SWING-BY COM A LUA
- AMBIENTE DE BAIXO CUSTO PARA DESENVOLVIMENTO E TESTES DE SISTEMAS AUTÔNOMOS DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE
- NUMERICAL STUDY OF ORBITS AROUND EUROPA
- SECULAR DYNAMICS OF PLANETS IN BINARY STAR SYSTEMS
- DISTRIBUIÇÃO DE COLISÕES ENTRE VEÍCULO E DETRITO ESPACIAIS SOB INFLUÊNCIA DO ARRASTO ATMOSFÉRICO
- UTILIZACIÓN DE UN SIMULADOR DE 6 GRADOS DE LIBERTAD EN EL DESARROLLO DEL SISTEMA DE DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ACTITUD DE MICRO Y NANO SATÉLITES
- THE BEHAVIOR OF REGULAR SATELLITES DURING THE PLANETARY CLOSE ENCOUNTERS
- SIMULAÇÃO DOS EFEITOS DA PERTURBAÇÃO GRAVITACIONAL DEVIDO AO SOL, FOBOS E DEIMOS EM MANOBRAS ORBITAIS EM TORNO DE MARTE

- TRAJETÓRIAS DE APROXIMAÇÃO PARA POUSO NO ASTEROIDE 216 KLEOPATRA
- MANOBRAS ORBITAIS ENVOLVENDO CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA COM ACHATAMENTO DOS PRIMÁRIOS
- DINÂMICA DE RESSONÂNCIA SPIN-ÓRBITA COM MODELO DE INTERAÇÃO DE CAMADAS MANTO-NÚCLEO E PERTURBAÇÃO PLANETÁRIA
- ESTUDO DOS ERROS DE ATITUDE NA FUSÃO DE DADOS PROVENIENTES DE SENSORES DE ESTRELA
- OBTENÇÃO DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DO ASTEROIDE 4179 TOUTATIS VIA MASCONS
- SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NA PRESENÇA DE TORQUES EXTERNOS
- BOBINA DE HELMHOLTZ DE TRÊS EIXOS APLICADA À CALIBRAÇÃO DE MAGNETÔMETROS
- ANÁLISE DE MANOBRAS PRÓXIMAS POR UM CORPO CELESTE CONSIDERANDO O PROBLEMA DE 3 CORPOS.
- MANOBRAS NÃO KEPLERIANAS ASSISTIDAS POR GRAVIDADE
- ESTABILIDADE EM UM PROBLEMA RESTRITO DOS OITO CORPOS
- CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA EM SISTEMAS COM ELEVADO ACHATAMENTO
- CONTROLE DE UM PAINEL SOLAR RÍGIDO-FLEXÍVEL COM SENSORES/ATUADORES NÃO CO-ALOCADOS
- ESTUDO DO EFEITO DA FORÇA ELETROMAGNÉTICA EM PEQUENAS PARTÍCULAS DE ANÉIS PLANETÁRIOS
- ESTUDO SOBRE MANOBRAS ORBITAIS COM MUDANÇA DE PLANO
- TIDAL EVOLUTION OF A CORE-SHELL SATELLITES
- CAPTURE PROBABILITY IN THE 3:1 MEAN MOTION RESONANCE WITH JUPITER
- RESONANT ORBITAL MOTIONS: CBERS SATELLITES AND SPACE DEBRIS
- ORBITAL MOTION OF THE ISS: OBSERVATION AND COLLISION AVOIDANCE
- CONTINUOUS AND DISCRETE TIME CONTROL SYSTEMS WITH DELAY
- STUDY OF THE FLIGHT PATH OF A THREE STAGE ROCKET LAUNCHED FROM COLOMBIAN TERRITORY
- DYNAMICS AND ORIGIN OF THE EXOPLANETARY SYSTEM HD 45364
- ANALYSIS OF THE ACCURACY BETWEEN THE PATCH CONICS MODELS AND THE RESTRICTED THREE-BODY PROBLEMS

- EVALUATING THE ACCURACY OF THE PATCHED CONICS MODEL IN SWING-BY TRAJECTORIES
- CÁLCULO DA ESPESSURA DO FILME E PERFIL DE PRESSÃO EM CONTATOS ALTAMENTE CARREGADOS SOB LUBRIFICAÇÃO ELASTOHIDRODINÂMICA
- MUDANÇA DA INCLINAÇÃO ORBITAL COM AUXÍLIO DE UM SWING-BY COM A LUA
- TNO EPHEMERIS FOR PREDICTION OF STELLAR OCCULTATIONS
- COMPARAÇÃO ENTRE CÓDIGOS PARA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITAS DE ASTERÓIDES
- SOBRE A DINÂMICA SECULAR DA VARIAÇÃO DA OBLIQUIDADE DE PLUTAO VIA UM SISTEMA MEDIO
- ANÁLISE DA INCERTEZA DO CAMPO GRAVITACIONAL LUNAR PARA SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL UTILIZANDO FILTRO DE KALMAN
- ANÁLISE DA INFLUÊNCIA DE FORÇAS PERTURBATIVAS DE ORIGEM GRAVITACIONAL E NÃO GRAVITACIONAL EM SATÉLITES ARTIFICIAIS LUNARES
- DETECÇÃO DE FALHAS E DETERMINAÇÃO DE COMPORTAMENTOS DE UM SISTEMA USANDO ANÁLISE DE AGRUPADOS AUTOMÁTICA.

- Sessão III: Quinta-feira - 17h

- ESTUDO DA SIMULAÇÃO DE SERVIÇOS EM ÓRBITA DE SATÉLITES DOTADOS DE BRAÇO ROBÓTICO
- FORMAÇÃO COORBITAL COM A TERRA E ORIGEM DE THEIA
- DYNAMICS OF TETHERED SYSTEM CONNECTED TO A MOON SURFACE
- MANOBRAS SUB-ÓTIMAS DE RENDEZVOUS EM FUNÇÃO DE PARÂMETROS TECNOLÓGICOS
- ESTABILIDAD Y ROBUSTEZ DE SISTEMAS RESONANTES MULTIPLANETARIOS
- SYNCHRONIZATION PROPERTIES RELATED TO NEIGHBORHOOD SIMILARITY IN A COMPLEX NETWORKS
- RETROGRADE RESONANCE IN 2D AND 3D
- A STUDY OF THE FORMATION OF THE JANUS/EPIMETHEUS SYSTEM THROUGH DISRUPTION
- TIDAL SYNCHRONIZATION OF EXOPLANET-HOSTING STARS
- AS VANTAGENS DA REGULARIZAÇÃO DE LEVI-CIVITA
- ESTABILIDADE PARAMÉTRICA NO PROBLEMA DE ROBE
- ANÁLISE DA TRAJETÓRIA DE UM MÍSSIL BALÍSTICO
- ORIGEM DA OBLIQUIDADE DE URANO VIA MODELO DE NICE
- AVALIAÇÃO DOS ERROS NA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL DEVIDO A NÃO IDEALIDADE DOS PROPULSORES E DA PERTURBAÇÃO DO CAMPO GRAVITACIONAL NÃO CENTRAL DO ASTEROIDE (216) KLEOPATRA
- ALGORITMOS DE PROCESSAMENTO DE IMAGEM E REDUÇÃO DE RÚIDO PARA UM SENSOR DE ESTRELAS AUTÔNOMO
- SIMULADOR DE DINÂMICA DE SATÉLITES CON CAPACIDADES DE TIEMPO REAL Y HARDWARE IN THE LOOP
- MODELING THE FORMATION AND THE EVOLUTION OF THE HD200946 SYSTEM WITH TWO  $4/3$  RESONANT GIANTS
- PROPAGAÇÃO ANALÍTICA E NUMÉRICA
- CO-ORBITAL MOTION IN 3D: HIGH INCLINATION AND RETROGRADE ORBITS
- ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO MOVIMENTO ORBITAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS GANIMEDIANOS DEVIDO À AÇÃO DE FORÇAS DERIVADAS DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DE GANIMEDES
- ANÁLISE DOS PONTOS DE EQUILÍBRIO DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS EM ÓRBITAS ELÍPTICAS

- PERIODIC ORBITS AROUND L3 OF THE SPATIAL CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM
- DYNAMICAL EVOLUTION OF V-TYPE PHOTOMETRIC CANDIDATE IN THE CENTRAL AND OUTER MAIN-BELT
- MOTION OF THE BALLS, SLIDING FRICTION, AND INTERNAL LOAD DISTRIBUTION IN A HIGH-SPEED BALL BEARING SUBJECTED TO A COMBINED RADIAL, THRUST, AND MOMENT LOAD
- ROTAÇÃO DIFERENCIAL DE SATÉLITES REGULARES (TITAN, ENCELADUS, EUROPA E GANIMEDES)
- CAPTURA GRAVITACIONAL DE PEQUENOS CORPOS POR ARRASTO EM UM GÁS MODELADO USANDO EQUAÇÕES HIDRODINÂMICAS
- UMA HIPÓTESE DE FORMAÇÃO DO ARCO DO ANEL G
- ON THE DYNAMICS OF CHARIKLO'S RINGS UNDER CLOSE ENCOUNTERS WITH THE GIANT PLANETS
- SDRE, AN ADAPTIVE METHOD WITH WEIGHT MATRIX AS A FUNCTION OF THE STATE TO DESIGN A ROTATORY FLEXIBLE SYSTEM CONTROL LAW
- THE EVOLUTION OF A PLUTO-LIKE SYSTEM DURING THE MIGRATION OF THE ICE GIANTS
- TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE
- TRANSPORTE CAÓTICO COM CISALHAMENTO MAGNÉTICO
- DINÂMICA COLISIONAL ENTRE UM DETRITO E UM SATÉLITE COM FORÇA DE ARRASTO ATMOSFÉRICO
- OS ANÉIS DE POEIRA DE URANO DURANTE O EQUINÓCIO DE 2007
- CONVERSÃO SÍNCRÓ-DIGITAL USANDO DETECÇÃO DIGITAL DE PICO
- ESTUDO DE ÓRBITAS DE CAPTURA NO SISTEMA TERRA-LUA
- PROPAGAÇÃO NUMÉRICA COM QUATERNIONS E TORQUE DE RADIAÇÃO SOLAR DIRETA CONSIDERANDO A SOMBRA DA TERRA
- RETROGRADE ORBITS AND THE STABILITY AROUND THE TRIPLE SYSTEM 2001 SN263
- EFEITOS DAS RESSONÂNCIAS NO MODELO DE TRÊS CORPOS DE EXOPLANETAS COM ÓRBITAS RETRÓGRADAS.
- PERTURBAÇÕES DO SOL SOBRE AS TRANSFERÊNCIAS TERRA-LUA DE BAIXA ENERGIA
- ESTRELAS COM ALTO MOVIMENTO PRÓPRIO COMO CANDIDATAS A ESTRELAS DE HIPERVELOCIDADE NA VIA-LÁCTEA
- STUDY OF MULTIPLE SWING-BYS WITH THE MOON AND THE EARTH: APPLICATIONS FOR TRANSFERS ASTEROIDS NEAR EARTH
- ANALYSIS OF ESCAPE BASINS AND FRACTAL BOUNDARIES IN THE PLANAR CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM

- EVOLUÇÃO ORBITAL DAS PARTÍCULAS DO ANEL G DE SATURNO
- EFEITO DA MIGRAÇÃO PLANETÁRIA SOBRE MIRANDA E EUROPA
- MÉTODOS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE DIGITAIS BASEADOS EM TRANSFORMADAS
- SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS COM QUATERNIONS.
- SISTEMA GLIESE 581: ESTUDO SEMI-ANALÍTICO DE UM ORBITADOR DEVIDO A PERTURBAÇÃO DE UM TERCEIRO CORPO
- ANÁLISE DAS DEFASAGENS OBSERVADAS E CALCULADAS NO SISTEMA PROMETEU-PANDORA
- MASCON GRAVITATION MODEL USING A SHAPED POLYHEDRAL SOURCE
- DETERMINAÇÃO DA FORMA DE ASTEROIDES A PARTIR DA INVERSÃO DE CURVAS DE LUZ
- ANÁLISE E SIMULAÇÃO DO MOVIMENTO DE UM PARALELEPÍPEDO SÓLIDO EM QUEDA LIVRE E COLISÃO COM PISO SEMI ELÁSTICO
- MIXED ACTUATORS CONTROL BASED ON DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION AND TESTED IN A HARDWARE-IN-THE-LOOP RENDEZVOUS SIMULATOR
- DESIGN OF A LINEAR TIME-INVARIANT CONTROL SYSTEM USING A DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION APPROACH
- MAPEAMENTO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NAS VIZINHANÇAS DE RESSONÂNCIAS CONSIDERANDO AS CARACTERÍSTICAS ORBITAIS



## Sumário

TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETOS DE SISTEMAS DE CONTROLE Ademir Estevam, FATESF - Faculdade de Tecnologia São Francisco	34
EVOLUÇÃO CO-ORBITAL DURANTE A MIGRAÇÃO PRIMORDIAL EM SISTEMAS DE SATÉLITES. IMPLICAÇÕES PARA JANUS E EPIMETHEUS Adrian Rodriguez Colucci, UNESP	35
CONTROLE POR MODOS DESLIZANTES APLICADO AO MOVIMENTO DE ATITUDE DE UM SATÉLITE SUBMETIDO AOS TORQUES PERTURBADORES GERADOS DURANTE MANOBRAS ORBITAIS Adriana Cavalcante Agostinho, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE	36
PROJETO DE UMA LEI DE CONTROLE H INFINITO PARA UM MANIPULADOR FLEXÍVEL Alain Giacobini de Souza, INPE	37
DYNAMICS OF THE 3/1 MEAN-MOTION RESONANCE IN PLANETARY SYSTEMS Alan Jorge Alves do Carmo, Universidade de São Paulo	38
ON THE FORCE FIELDS WHICH ARE HOMOGENEOUS OF DEGREE -3 Albouy, Observatoire de Paris/CNRS	39
ESTIMAÇÃO DA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL PASSANDO PELA LUA USANDO FILTRO DE KALMAN Alessandra Ferraz da Silva Ferreira, INPE	43
SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ACELERAÇÃO IÔNICA NUM MODELO DE PROPULSOR HALL Alexandre Alves Martins, Universidade de Brasília	44
SIMETRIA, BIFURCAÇÃO E EMPILHAMENTOS DE CONFIGURAÇÕES CENTRAIS DO PROBLEMA PLANAR DE 1+4 CORPOS Allyson dos Santos Oliveira, Universidade Federal de Sergipe	45
ASTROMETRIA DOS SATÉLITES IRREGULARES DOS PLANETAS GIGANTES Altair Ramos Gomes Júnior, Universidade Federal do Rio de Janeiro	46

ESTUDOS DE ÓRBITAS AO REDOR DE BETA NO SISTEMA TRIPLO DO ASTEROIDE 2001 SN263 Ana Paula Marins Chiaradia, UNESP	47
ESTUDO DA SIMULAÇÃO DE SERVIÇOS EM ÓRBITA DE SATÉLITES DOTADOS DE BRAÇO ROBÓTICO Anderson Brazil Nardin, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE	49
FORMAÇÃO COORBITAL COM A TERRA E ORIGEM DE THEIA André Amarante Luiz, UNESP	50
DYNAMICS OF TETHERED SYSTEM CONNECTED TO A MOON SURFACE Anna D. Guerman, Centre for Mechanical and Aerospace Science and Technologies, University of Beira Interior	51
MANOBRAS EVASIVAS EM ROTA DE COLISÃO COM NUVEM DE DETRITOS ESPACIAIS Antônio Delson Conceição de Jesus, Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS)	52
MANOBRAS SUB-ÓTIMAS DE RENDEZVOUS EM FUNÇÃO DE PARÂMETROS TECNOLÓGICOS Antônio Delson Conceição de Jesus, Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS)	53
SEARCHING FOR LESS PERTURBED ORBITS AROUND THE THREE BODIES OF THE ASTEROID 2001SN <sub>263</sub> Antonio F Bertachini A Prado, INPE	54
ESTUDO DE ÓRBITAS AO REDOR DE CORPOS NÃO ESFÉRICOS QUE POSSAM SER CONTROLADAS POR UM IMPULSO Antonio F Bertachini A Prado, INPE	55
ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER MODELAGEM E SIMULAÇÃO DO INSTRUMENTO E DA SUA OPERAÇÃO Antonio Gil, UFABC	56

ANÁLISE DE PERTURBAÇÕES SECULARES EM DOIS MODELOS DO SISTEMA UPSILON ANDROMEDAE A Bárbara Celi Braga Camargo, Unesp- Guaratinguetá	57
ESTUDO DE ÓRBITAS RESSONANTES EM TORNO DO CORPO ALFA Bruna Masago, INPE	58
ASTROMETRIA DOS SATÉLITES GALILEANOS Bruno Eduardo Morgado, UFRJ	59
MAPAS SIMPLÉTICOS COM CORRENTE REVERSA EM TOKAMAKS Bruno Figueiredo Bartoloni, Universidade de São Paulo	60
ASTROMETRIA E REFINAMENTO DE ÓRBITAS DE TRANSNETUNIANOS E CENTAUROS Carlos Arturo Basante Erazo, Observatório Nacional / MCTI	61
ESTUDO DO DECAIMENTO DE UM SATÉLITE DO TIPO CUBESAT SUJEITO AO ACHATAMENTO TERRESTRE E AO ARRASTO ATMOSFÉRICO Claudia Celestino, Universidade Federal do ABC	62
SYNCHRONIZATION PROPERTIES RELATED TO NEIGHBORHOOD SIMILARITY IN A COMPLEX NETWORKS Elbert E. N. Macau	63
SPACE DEBRIS MONITORING SYSTEMS Chantal Cappelletti	64
ORIGIN AND DYNAMICS OF KEPLER MULTIPLANETARY SYSTEMS C. Beaugé	65
FAMILIES OF PERIODIC ORBITS FOR TROJAN PLANETS, WITH ECCENTRICITY AND MUTUAL INCLINATION Cristian Giuppone, Universidad Nacional de Córdoba	66
ESTABILIDAD Y ROBUSTEZ DE SISTEMAS RESONANTES MULTIPLANETARIOS Cristian Giuppone, Universidad Nacional de Córdoba	67

TRANSFERÊNCIAS PARA ASTEROIDES PRÓXIMOS À TERRA VIA SWING-BY COM A LUA Cristiano Fiorilo de Melo, Universidade Federal do ABC	68
AMBIENTE DE BAIXO CUSTO PARA DESENVOLVIMENTO E TESTES DE SISTEMAS AUTÔNOMOS DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE Daniel Strufaldi Batista, Universidade Estadual de Londrina	69
NUMERICAL STUDY OF ORBITS AROUND EUROPA Décio Cardozo Mourão, UNESP - Univ Estadual Paulista	70
DINÂMICA E CONTROLE DOS SISTEMAS ESPACIAIS LIGADOS POR CABOS (TETHER SYSTEMS) Denilson Paulo Souza dos Santos, INPE / CAST	71
ON THE EFFECTS OF THE 2:1 PERIGEE-ASCENDING NODE RESONANCE OVER THE IGSO SATELLITES Diogo Merguizo Sanchez, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE	72
SECULAR DYNAMICS OF PLANETS IN BINARY STAR SYSTEMS Eduardo Andrade-Ines, IAG-USP	73
DISTRIBUIÇÃO DE COLISÕES ENTRE VEÍCULO E DETRITO ESPACIAIS SOB INFLUÊNCIA DO ARRASTO ATMOSFÉRICO Eduardo Mendes Oliveira, Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS)	74
UTILIZACIÓN DE UN SIMULADOR DE 6 GRADOS DE LIBERTAD EN EL DESARROLLO DEL SISTEMA DE DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ACTITUD DE MICRO Y NANO SATÉLITES Eduardo Zapico, Universidad Nacional de Córdoba	75
SYNCHRONIZATION PROPERTIES RELATED TO NEIGHBORHOOD SIMILARITY IN A COMPLEX NETWORKS Elbert E N Macau, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais	76
THE BEHAVIOR OF REGULAR SATELLITES DURING THE PLANETARY CLOSE ENCOUNTERS Erica Cristina Nogueira, Universidade Federal Fluminense	77

SIMULAÇÃO DOS EFEITOS DA PERTURBAÇÃO GRAVITACIONAL DEVIDO AO SOL, FOBOS E DEIMOS EM MANOBRAS ORBITAIS EM TORNO DE MARTE

Evandro Marconi Rocco, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

78

TRAJETÓRIAS DE APROXIMAÇÃO PARA POUSO NO ASTEROIDE 216 KLEOPATRA

Evandro Marconi Rocco, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

79

DESCOBERTA DO SISTEMA DE ANEIS NO ENTORNO DO CENTAURO (10199) CHARIKLO

Felipe Braga Ribas, Observatório Nacional

80

THE DISCOVERY OF THE RING SYSTEM AROUND THE CENTAUR OBJECT (10199) CHARIKLO

Felipe Braga Ribas, Observatório Nacional

81

MANOBRAS ORBITAIS ENVOLVENDO CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA COM ACHATAMENTO DOS PRIMÁRIOS

Fernanda Machado Araújo, Universidade Federal do ABC

82

TEORIAS DE GRAVITAÇÃO MODIFICADAS E ATRADORES COSMOLÓGICOS

Fernando Roig, Observatorio Nacional

83

THE EVOLUTION OF TERRESTRIAL PLANETS AND ASTEROIDS IN THE JUMPING-JUPITER MIGRATION MODEL

Fernando Roig, Observatorio Nacional

84

DINÂMICA DE RESSONÂNCIA SPIN-ÓRBITA COM MODELO DE INTERAÇÃO DE CAMADAS MANTO-NÚCLEO E PERTURBAÇÃO PLANETÁRIA

Filipe Batista Ribeiro, UNESP

85

A SURVEY ON BALLISTIC CAPTURE ORBITS WITH APPLICATIONS

Francesco Topputo

86

TRANSFERÊNCIAS ÓTIMAS A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS NÃO COPLANARES COAXIAIS DIRETAS

Francisco das Chagas Carvalho, Instituto Tecnológico de Aeronáutica

87

ESTUDO DOS ERROS DE ATITUDE NA FUSÃO DE DADOS PROVENIENTES DE SENSORES DE ESTRELA Francisco Granziera Junior, Universidade Estadual de Londrina - UEL	88
CONTROL ESTRAGIES FOR FORMATION FLYING AROUND TRIANGULAR LIBRATION POINTS FOR THE BICIRCULAR PROBLEM IN THE SUN-EARTH-MOON SYSTEM Francisco Salazar, Universidade Estadual Paulista	89
OBTENÇÃO DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DO ASTEROIDE 4179 TOUTATIS VIA MASCONS Gabriel Borderes Motta, UNESP-FEG	90
SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NA PRESENÇA DE TORQUES EXTERNOS Gabriel Borderes Motta, UNESP-FEG	91
BOBINA DE HELMHOLTZ DE TRÊS EIXOS APLICADA À CALIBRAÇÃO DE MAGNETÔMETROS Gabriel Rezende Germanovix, Universidade Estadual Londrina	92
ANALISE DE MANOBRAS PRÓXIMAS POR UM CORPO CELESTE CONSIDERANDO O PROBLEMA DE 3 CORPOS. Gabriela Martins Cruz, Fatec	93
MANOBRAS NÃO KEPLERIANAS ASSISTIDAS POR GRAVIDADE Geraldo Magela Couto Oliveira, INPE	94
ESTABILIDADE EM UM PROBLEMA RESTRITO DOS OITO CORPOS Gerson Cruz Araujo, Universidade Federal de Pernambuco	95
INSTABILITY AND BIFURCATION IN A PROBLEM OF THE $N+1$ BODY Gersonilo Oliveira da Silva, Universidade Federal Rural de Pernambuco	96
MODERN METHODS OF ORBIT DETERMINATION FOR ASTEROIDS Giovanni Federico Gronchi	97

CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA EM SISTEMAS COM ELEVADO ACHATAMENTO Guilherme Afonso Siqueli, INPE	98
CONTROLE DE UM PAINEL SOLAR RÍGIDO-FLEXÍVEL COM SENSORES/ATUADORES NÃO CO-ALOCADOS Guilherme Afonso Siqueli, INPE	99
ESTUDO DE TNO'S ATRAVÉS DE OCULTAÇÕES ESTELARES Gustavo Benedetti Rossi, LESIA Observatoire de Paris, França	100
ESTUDO DO EFEITO DA FORÇA ELETROMAGNÉTICA EM PEQUENAS PARTÍCULAS DE ANÉIS PLANETÁRIOS Gustavo Oliveira Madeira, Universidade Paulista Júlio de Mesquita Filho	101
ESTUDO SOBRE MANOBRAS ORBITAIS COM MUDANÇA DE PLANO Gyslla Danielle Bento da Silva	102
STUDY OF HILDAS UNDER THE JUMPING-JUPITER LIKE SCENARIO Helton da Silva Gaspar, FEG - UNESP	103
PARAMETRIC RESONANCE OF HAMILTONIAN SYSTEMS IN THE PLANAR CASE Hildeberto Cabral, Pos-graduação do DMat-UFPE	104
TIDAL EVOLUTION OF A CORE-SHELL SATELLITES Hugo Alberto Folonier, USP	105
CAPTURE PROBABILITY IN THE 3:1 MEAN MOTION RESONANCE WITH JUPITER Hugo Alberto Folonier, USP	106
CADEIAS MÚLTIPLAS DE ILHAS NA INTERAÇÃO ONDA PARTÍCULA Iberê Luiz Caldas, Universidade de São Paulo	107
THE STATE-OF-THE-ART IN SPACE ROBOTS Ijar M. da Fonseca, ITA and INPE	108

<p>RESONANT ORBITAL MOTIONS: CBERS SATELLITES AND SPACE DEBRIS  Jarbas Cordeiro Sampaio, UNIFESP / Sao Jose dos Campos</p>	109
<p>ORBITAL MOTION OF THE ISS: OBSERVATION AND COLLISION  AVOIDANCE  Jarbas Cordeiro Sampaio, UNIFESP / Sao Jose dos Campos</p>	110
<p>CHARACTERISTIC OF THE INCLINATION OF EXTRASOLAR PLANETS  Jean Paulo dos Santos Carvalho, UFRB/CETENS</p>	111
<p>DYNAMICS OF A SOLAR SAIL AROUND MERCURY  Jean Paulo dos Santos Carvalho, UFRB/CETENS</p>	112
<p>CONTINUOUS AND DISCRETE TIME CONTROL SYSTEMS WITH DELAY  Jéssica dos Santos Pimentel, Faculdade de Tecnologia São Francisco - FATESF</p>	113
<p>STUDY OF THE FLIGHT PATH OF A THREE STAGE ROCKET LAUNCHED  FROM COLOMBIAN TERRITORY  Jhonathan Orlando Murcia Piñeros, INPE</p>	114
<p>DYNAMICS AND ORIGIN OF THE EXOPLANETARY SYSTEM HD 45364  Jorge Correa-Otto, Universidade de São Paulo</p>	115
<p>EVALUATING THE ACCURACY OF THE PATCHED CONICS MODEL IN  SWING-BY TRAJECTORIES  Jorge Kennety Silva Formiga, COLLEGE OF TECHNOLOGY-FATEC SJC</p>	116
<p>CÁLCULO DA ESPESSURA DO FILME E PERFIL DE PRESSÃO EM  CONTATOS ALTAMENTE CARREGADOS SOB LUBRIFICAÇÃO  ELASTOHIDRODINÂMICA  José Antonio Batista Neto, Research Institute</p>	117
<p>MUDANÇA DA INCLINAÇÃO ORBITAL COM AUXÍLIO DE UM SWING-BY  COM A LUA  José Antonio Batista Neto, INPE</p>	118
<p>PERMANENT MAGNET HALL THRUSTER DEVELOPMENT AND  APPLICATIONS ON FUTURE BRAZILLIAN SPACE MISSIONS  José Leonardo Ferreira, Universidade de Brasília UnB</p>	119



TNO EPHEMERIS FOR PREDICTION OF STELLAR OCCULTATIONS Josselin Desmars, Observatório Nacional	121
SEARCHING LESS PERTURBED ELLIPTICAL ORBITS AROUND EUROPA Josué Cardoso dos Santos, Universidade Estadual Paulista	122
CONVERGENCE TO A FIXED POINT IN ONE-DIMENSIONAL MAPPINGS Juliano Antônio de Oliveira, Univ Estadual Paulista - UNESP	123
SUCCESSIVE COLLISIONS UNDER SCALING FORMALISM IN A FERMI ACCELERATOR WITH TWO NONLINEAR TERMS Juliano Antônio de Oliveira, Univ Estadual Paulista - UNESP	124
COMPARAÇÃO ENTRE CÓDIGOS PARA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITAS DE ASTERÓIDES Julio Ignacio Bueno de Camargo, Observatório Nacional / MCTI	125
RESISTENCIA AERODINÁMICA A ALTA ATMÓSFERA EN REINGRESO ATMOSFÉRICO DE OBJETOS CIRCULARES Laura Diana Moreschi, Universidad Nacional de Cordoba	126
QUASI-PERIODIC DYNAMIC OF COORBITAL SATELLITES Laurent Niederman, Université Paris Sud/Observatoire de Paris-IMCCE	127
INLUÊNCIA DA IONOSFERA NA TAXA DE SUCESSO DA RESOLUÇÃO DE AMBIGUIDADES DO GPS EM UM VOO EM FORMAÇÃO DE SATÉLITES Leandro Baroni, Universidade Federal do ABC	128
PONTOS LAGRANGIANOS: APLICAÇÃO PARA O ASTEROIDE 2001SN263 Leonardo Barbosa Torres Santos, Universidade Federal Rural de Pernambuco	129
DINAMICA DE SISTEMAS PLANETARIOS EN RESONANCIA DE TRES CUERPOS Leonardo Coito Pereyra, University UdelaR	130
SOBRE A DINÂMICA SECULAR DA VARIAÇÃO DA OBLIQUIDADE DE PLUTAO VIA UM SISTEMA MEDIO Leonardo Di Schiavi Trotta, Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho (UNESP)	131

APLICAÇÃO DO MÉTODO DE CLENSHAW PARA O DESENVOLVIMENTO DO CÁLCULO DO GEOPOTENCIAL COM ALTÍSSIMA ORDEM E GRAU  
Leonardo Morgan, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP

132

ANÁLISE DA INCERTEZA DO CAMPO GRAVITACIONAL LUNAR PARA SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL UTILIZANDO FILTRO DE KALMAN

Liana Dias Gonçalves, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

133

ANÁLISE DA INFLUÊNCIA DE FORÇAS PERTURBATIVAS DE ORIGEM GRAVITACIONAL E NÃO GRAVITACIONAL EM SATÉLITES ARTIFICIAIS LUNARES

Liana Dias Gonçalves, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

134

DETECÇÃO DE FALHAS E DETERMINAÇÃO DE COMPORTAMENTOS DE UM SISTEMA USANDO ANÁLISE DE AGRUPADOS AUTOMÁTICA.

Lorena Gayarre Pena, INPE

135

AS VANTAGENS DA REGULARIZAÇÃO DE LEVI-CIVITA

Lossian Barbosa Bacelar Miranda, Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Piauí

136

ESTUDO DA FORMAÇÃO PLANETÁRIA EM UM SISTEMA ESTELAR TRIPLO: CASO PLANO

Luana Liberato Mendes, FEG - UNESP

137

ESTABILIDADE PARAMÉTRICA NO PROBLEMA DE ROBE

Lucas Rezende Valeriano, Universidade Federal de Pernambuco

138

A STUDY OF THE FORMATION OF THE JANUS/EPIMETHEUS SYSTEM THROUGH DISRUPTION

Lucas Treffenstadt

139

ANÁLISE DA TRAJETÓRIA DE UM MÍSSIL BALÍSTICO

Luis Otávio Marchi, Universidade Federal do ABC

140

ESTUDO DA FORMAÇÃO E MIGRAÇÃO DE UM NÚCLEO SÓLIDO PLANETÁRIO

Luiz Alberto de Paula, USP / IAG

141

ANÁLISE PRELIMINAR DE TRAJETÓRIAS ÓTIMAS TERRA-LUA Luiz Arthur Gagg Filho, Technological Institute of Aeronautics	142
UM MODELO MELHORADO DE ARRASTO PARA DETERMINAÇÃO E PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA DO CBERS Luiz Arthur Gagg Filho, Technological Institute of Aeronautics	143
ORIGEM DA OBLIQUIDADE DE URANO VIA MODELO DE NICE Luiz Augusto Guimarães Boldrin, Univ. Estadual Paulista-Unesp	144
NAVEGAÇÃO E CONTROLE DE UM VANT DO TIPO QUADRICÓPTERO EM MISSÕES DE BUSCA E VIGILÂNCIA Luiz de Siqueira Martins Filho, Universidade Federal do ABC - UFABC	145
DIFFUSION IN THE SUN-SATURN SYSTEM Maísa de Oliveira Terra, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	146
AVALIAÇÃO DOS ERROS NA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL DEVIDO A NÃO IDEALIDADE DOS PROPULSORES E DA PERTURBAÇÃO DO CAMPO GRAVITACIONAL NÃO CENTRAL DO ASTEROIDE (216) KLEOPATRA Marcelo Lisboa Mota, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais	147
ALGORITMOS DE PROCESSAMENTO DE IMAGEM E REDUÇÃO DE RUÍDO PARA UM SENSOR DE ESTRELAS AUTÔNOMO Marcio Afonso Arimura Fialho	148
SIMULADOR DE DINÂMICA DE SATÉLITES CON CAPACIDADES DE TIEMPO REAL Y HARDWARE IN THE LOOP Marcos Brito, Fuerza Aérea Argentina	149
MODELING THE FORMATION AND THE EVOLUTION OF THE HD200946 SYSTEM WITH TWO 4/3 RESONANT GIANTS Marcos Tadeu dos Santos, USP	150
PROPAGAÇÃO ANALÍTICA E NUMÉRICA Maria Cecília Zanardi, Universidade Federal do ABC	151

CO-ORBITAL MOTION IN 3D: high inclination and retrograde orbits Maria Helena Morais, UNESP	152
ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO MOVIMENTO ORBITAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS GANIMEDIANOS DEVIDO À AÇÃO DE FORÇAS DERIVADAS DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DE GANIMEDES Maria Livia Galhego Thibes Xavier da Costa, Universidade Federal de São Paulo	153
MANOBRAS ORBITAIS COM PROPULSÃO CONTÍNUA PARA ALCANÇAR OS PONTOS L1, L2 E L3 DO SISTEMA TERRA-LUA Maria Rita da Silva, INPE	154
ANÁLISE DOS PONTOS DE EQUILÍBRIO DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS EM ÓRBITAS ELÍPTICAS Mariana Aquino Rodrigues Almeida, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá / UNESP	155
PERIODIC ORBITS AROUND L3 OF THE SPATIAL CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM Mariana Frassetto Malvezzi, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	156
DYNAMICAL EVOLUTION OF V-TYPE PHOTOMETRIC CANDIDATE IN THE CENTRAL AND OUTER MAIN-BELT Mariela Huaman Espinoza, UNESP, Univ. Estadual Paulista	157
MOTION OF THE BALLS, SLIDING FRICTION, AND INTERNAL LOAD DISTRIBUTION IN A HIGH-SPEED BALL BEARING SUBJECTED TO A COMBINED RADIAL, THRUST, AND MOMENT LOAD Mário César Ricci, INPE	158
RESONANT MODES OF DRIFT WAVES IN TOROIDAL MAGNETIC CONFINEMENT Marisa Roberto, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	159
APLICAÇÃO DE FILTROS DE SINAIS PARA ANÁLISE DE INFORMAÇÕES DE UNIDADES DE MEDIDA INERCIAIS Maurício Nacib Pontuschka, PUC-SP	160

ROTAÇÃO DIFERENCIAL DE SATÉLITES REGULARES (TITAN, ENCELADUS, EUROPA E GANIMEDES) Nelson Callegari Jr., UNESP	161
CAPTURA GRAVITACIONAL DE PEQUENOS CORPOS POR ARRASTO EM UM GÁS MODELADO USANDO EQUAÇÕES HIDRODINÂMICAS Nicole Pereira de Lima, UNESP-Faculdade de engenharia de Guaratinguetá	162
UMA HIPÓTESE DE FORMAÇÃO DO ARCO DO ANEL G Nilton Carlos Santos Araujo, Unesp-campus de Guaratinguetá	163
OPERAÇÕES DE MANIPULADORES ROBÓTICOS ESPACIAIS Osamu Saotome, Instituto Tecnológico de Aeronáutica -- ITA	164
ON THE DYNAMICS OF CHARIKLO'S RINGS UNDER CLOSE ENCOUNTERS WITH THE GIANT PLANETS Othon Winter, UNESP	165
CAPTURA DE PLANETESIMALES DEBIDO A LA MIGRACIÓN EN DISCOS PROTOPLANETARIOS Pablo Lemos, Facultad de Ciencias	166
APPLYING THE BOOTSTRAP PARTICLE FILTER TO THE HIGHLY NONLINEAR ORBIT DETERMINATION PROBLEM Paula C P M Pardal, USP - University of São Paulo	167
SDRE, AN ADAPTIVE METHOD WITH WEIGHT MATRIX AS A FUNCTION OF THE STATE TO DESIGN A ROTATORY FLEXIBLE SYSTEM CONTROL LAW Pierre Bigot, INPE	168
COORBITAL MOTION OF PLANETS AND SATELLITES: FROM ORBITS TO ROTATIONS Philippe Robutel, Observatoire de Paris	169
HYPERBOLIC DYNAMICAL STRUCTURES IN THE SPATIAL CRTBP: EFFICIENT NUMERICAL METHODS AND RESULTS FOR THE SUN-JUPITER SYSTEM Priscilla Andressa de Sousa Silva, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	170

THE EVOLUTION OF A PLUTO-LIKE SYSTEM DURING THE MIGRATION OF THE ICE GIANTS Priscilla Pires, UNIFOA	171
TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE Rafael de Brito Machado, FATESF - Faculdade de Tecnologia São Francisco	172
TRANSPORTE CAÓTICO COM CISALHAMENTO MAGNÉTICO Rafael Minatogau Ferro, Instituto de Física da Universidade de São Paulo	173
DINÂMICA COLISIONAL ENTRE UM DETRITO E UM SATÉLITE COM FORÇA DE ARRASTO ATMOSFÉRICO Rafael Ribeiro de Sousa, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho	174
OS ANÉIS DE POEIRA DE URANO DURANTE O EQUINÓCIO DE 2007 Rafael Sfair, UNESP	175
CONVERSÃO SÍNCRÓ-DIGITAL USANDO DETECÇÃO DIGITAL DE PICO Rafael Silva de Paula, Faculdade de Tecnologia de Jacarei	176
ESTUDO DE ÓRBITAS DE CAPTURA NO SISTEMA TERRA-LUA Raíssa Santos Horta, ETEP Faculdades	177
PROJETO DE UM SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE QUE UTILIZA UM VOLANTE DE INÉRCIA SUSPENSO POR DOIS EIXOS CARDAN Raphael Willian Peres, Faculdade de Tecnologia São Francisco	178
PROPAGAÇÃO NUMÉRICA COM QUATERNIONS E TORQUE DE RADIAÇÃO SOLAR DIRETA CONSIDERANDO A SOMBRA DA TERRA Regina Elaine Santos Cabette, UNISAL – Centro Universitário Salesiano de São Paulo	179
ANÁLISE DAS CONFIGURAÇÕES ESTÁVEL E INSTÁVEL DOS ASTEROIDES DA FAMÍLIA DE HILDA DENTRO DA RESSONÂNCIA 3:2 COM JÚPITER EM UM SISTEMA SOLAR PRIMORDIAL Ricardo Aparecido de Moraes, Universidade Estadual Paulista	180
IF THERE IS DISSIPATION THE PARTICLE CAN GAIN ENERGY Ricardo Egidio de Carvalho, Universidade Estadual Paulista-UNESP	181

ESTUDO SOBRE A MELHORIA NA AQUISIÇÃO DE DADOS DAS PLATAFORMAS DE COLETAS DE DADOS (PCDs) NO TERRITÓRIO BRASILEIRO

Ricardo Pereira Tosta, Universidade Federal do ABC - UFABC

182

PLANETARY FORMATION IN A TRIPLE STELLAR SYSTEM: IMPLICATIONS OF THE THIRD STAR'S ORBITAL INCLINATION

Rita de Cássia Domingos, Universidade Estadual Paulista

183

EFFECTS OF THE ECCENTRICITY OF A PERTURBING THIRD BODY IN THE ORBITAL CORRECTION MANEUVERS OF A SPACECRAFT

Rita de Cássia Domingos, Universidade Estadual Paulista

184

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO DO FILTRO DE KALMAN UNSCENTED APLICADO À ESTIMAÇÃO DE ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS UTILIZANDO DADOS REAIS DE SENSORES E PARÂMETROS MODIFICADOS DE RODRIGUES

Roberta Veloso Garcia, Universidade de São Paulo

185

OCULTAÇÕES ESTELARES - UMA POSEROSA TÉCNICA PARA OBSERVAR O SISTEMA SOLAR EXTERIOR

Roberto Vieira Martins, Observatório Nacional

186

A FORMAÇÃO DE TROIANOS DE NETUNO SOB O MODELO DE NICE

Rodney Gomes, Observatório Nacional

187

MANUTENÇÃO DE ÓRBITAS CONGELADAS AO REDOR DE SATÉLITES PLANETÁRIOS

Rodolpho Vilhena de Moraes, UNIFESP

188

THE ASTEROID BELT IN THE EARLY SOLAR SYSTEM

Rogério Deienno, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

189

RETROGRADE ORBITS AND THE STABILITY AROUND THE TRIPLE SYSTEM 2001 SN263

Rosana Aparecida Nogueira de Araujo, UNESP Câmpus Guaratinguetá

190

EFEITOS DAS RESSONÂNCIAS NO MODELO DE TRÊS CORPOS DE EXOPLANETAS COM ÓRBITAS RETRÓGRADAS.

Rubens Antonio Condeles Júnior, INPE

191

EFFECTS OF CLOSE ENCOUNTERS WITH (3) JUNO, (20) MASSALIA, (31) EUPHROSYNE AND (111) ATE: AN OPPORTUNITY FOR THE GAIA MISSION Safwan Aljbaae, Departamento de Matemática - UNESP	192
SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O PROBLEMA DE TRANSFERÊNCIA ÓTIMA A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS COPLANARES DE PEQUENAS EXCENTRICIDADES Sandro da Silva Fernandes, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	193
PERTURBAÇÕES DO SOL SOBRE AS TRANSFERÊNCIAS TERRA-LUA DE BAIXA ENERGIA Sandro da Silva Fernandes, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	194
ESTRELAS COM ALTO MOVIMENTO PRÓPRIO COMO CANDIDATAS A ESTRELAS DE HIPERVELOCIDADE NA VIA-LÁCTEA Sandro Ricardo De Souza, Observatório Nacional	195
STUDY OF MULTIPLE SWING-BYS WITH THE MOON AND THE EARTH: APPLICATIONS FOR TRANSFERS ASTEROIDS NEAR EARTH Saymon Henrique Santos Santana, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais	196
THE SPREADING OF A TIDAL DISK AS A NEW MECHANISM FOR SATELLITE FORMATION: THE CASE OF SATURN'S SATELLITES AND RINGS AND IMPLICATIONS FOR SATURN'S DISSIPATION S. Charnoz, University Paris Diderot	197
ANALYSIS OF ESCAPE BASINS AND FRACTAL BOUNDARIES IN THE PLANAR CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM Sheila Crisley de Assis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica	198
O ENCONTRO DA SONDA NEW HORIZONS COM O SISTEMA DE PLUTÃO Silvia Maria Giuliatti Winter, UNESP	199
EVOLUÇÃO ORBITAL DAS PARTÍCULAS DO ANEL G DE SATURNO Silvia Maria Giuliatti Winter, UNESP	200
TIDAL SYNCHRONIZATION OF CLOSE-IN SATELLITES AND EXOPLANETS, HOST STARS AND MERCURY Sylvio Ferraz-Mello, USP	201



TIDAL SYNCHRONIZATION OF EXOPLANET-HOSTING STARS Sylvio Ferraz-Mello, USP	202
RESONANCIAS DE TRES CUERPOS EN EL SISTEMA SOLAR Tabaré Gallardo, UDELAR / Facultad de Ciencias	203
EFEITO DA MIGRAÇÃO PLANETÁRIA SOBRE MIRANDA E EUROPA Tadashi Yokoyama, UNESP	204
MÉTODOS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE DIGITAIS BASEADOS EM TRANSFORMADAS Tarcísio da Silva Bustamante, Faculdade de Tecnologia São Francisco - FATESF	205
FREQUENTLY ASKED QUESTIONS CONCERNING MEAN-MOTION PLANETARY RESONANCES Tatiana Alexandrovna Michtchenko, USP	206
SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS COM QUATERNIONS Tatiane Scarabel Pelosi, FEG-Unesp	207
SISTEMA GLIESE 581: ESTUDO SEMI-ANALÍTICO DE UM ORBITADOR DEVIDO A PERTURBAÇÃO DE UM TERCEIRO CORPO Thadeu Augusto Medina de Carvalho, Fundação Universidade Federal do ABC	208
VALIDAÇÃO E QUALIFICAÇÃO PARA VOO DO ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER: ESTUDOS PARA IDENTIFICAÇÃO DOS TESTES A REALIZAR E DOS EQUIPAMENTOS NECESSÁRIOS PARA SUA REALIZAÇÃO Thais Cardoso Franco, Universidade Federal do ABC	209
USO DE CABOS ELETRODINÂMICOS PARA A REDUÇÃO DA ALTITUDE DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL DA TERRA Thais Carneiro Oliveira, INPE	210
ANÁLISE DAS DEFASAGENS OBSERVADAS E CALCULADAS NO SISTEMA PROMETEU-PANDORA Thamiris de Santana, UNESP	211

MASCON GRAVITATION MODEL USING A SHAPED POLYHEDRAL SOURCE Thierry G. G. Chanut, UNESP	212
PECULIAR EUPHROSYNE Valerio Carruba, UNESP	213
Determinação da forma de asteroides a partir da inversão de curvas de luz Victor Correa Lattari, FEG, UNESP	214
UMA DISCUSSÃO SOBRE A ANÁLISE DA ATITUDE E DO COMPORTAMENTO AERODINÂMICO DE UM PROTÓTIPO DE FOGUETE DE PEQUENO PORTE UTILIZADO PARA O ESTUDO DE DESCARGAS ELÉTRICAS POR MEIO DE RAIOS TRIGADOS Wagner Frederico Cesar Mahler, INPE	215
AVALIAÇÃO DE RISCOS ASSOCIADOS AO IMPACTO DE PARTÍCULAS COM HIPER-VELOCIDADE SOBRE O NANO-SATÉLITE ETASAT-IE Walkiria Schulz, Universidad Nacional de Córdoba	216
ANÁLISE E SIMULAÇÃO DO MOVIMENTO DE UM PARALELEPÍPEDO SÓLIDO EM QUEDA LIVRE E COLISÃO COM PISO SEMI ELÁSTICO Wilian Luís Campos, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais	217
MIXED ACTUATORS CONTROL BASED ON DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION AND TESTED IN A HARDWARE-IN-THE-LOOP RENDEZVOUS SIMULATOR Willer Gomes dos Santos, National Institute for Space Research (INPE)	218
DESIGN OF A LINEAR TIME-INVARIANT CONTROL SYSTEM USING A DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION APPROACH Willer Gomes dos Santos, National Institute for Space Research (INPE)	219
ESTIMAÇÃO DE BIAS DE GIROS E ATITUDE PELO MÉTODO DE MÍNIMOS QUADRADOS PARA SISTEMA NÃO LINEAR UTILIZANDO DADOS SIMULADOS E REAIS DO SATÉLITE CBERS-2 William Reis Silva, National Institute for Space Research	220

COMPARAÇÃO DA FILTRAGEM H INFINITA ESTENDIDA DE SEGUNDA  
ORDEM PROCESSANDO DADOS SIMULADOS E REAIS PARA CALIBRAÇÃO  
DE GIROS E ESTIMAÇÃO DE ATITUDE

William Reis Silva, National Institute for Space Research

221

MAPEAMENTO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NAS VIZINHANÇAS DE  
RESSONÂNCIAS CONSIDERANDO AS CARACTERÍSTICAS ORBITAIS

Willian Braga Bernardes, FATEC - Prof. Jessen Vidal

222

MODELO SEMIANALÍTICO PARA DINÂMICA DE LUAS TROIANAS  
INCLUINDO A PERTURBAÇÃO SOLAR

Ximena Beatriz Saad Oliveira, Observatório Nacional

223

## TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE NO ESPAÇO DE ESTADOS

**R. B. Machado<sup>1</sup>**, A. Estevam<sup>1</sup>, M. C. Ricci<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>*Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF, Brasil.*

<sup>2</sup>*DMC, INPE, Brasil.*

As técnicas clássicas e modernas de projeto de sistemas de controle são utilizadas para satisfazer requisitos específicos. Dependendo do requisito – erro em regime, transiente, margens de estabilidade ou colocação de polos – um determinado compensador tem que ser projetado para que se atinjam as especificações desejadas. Por exemplo, o diagrama de Bode permite satisfazer os requisitos de margem de fase e erro estacionário, mas as características de resposta ao degrau podem não ser desejáveis. As técnicas no espaço de estados baseadas em observadores permitem a colocação arbitrária de polos, mas as margens de estabilidade não podem ser controladas diretamente. Nenhuma das técnicas citadas permite endereçar questões práticas como incerteza em modelos de plantas ou limites nos sinais de atuadores. Nenhuma das técnicas resulta no melhor desempenho possível. Este trabalho aborda algumas destas questões. Em particular são apresentadas técnicas baseadas em otimização, que resultam em soluções ótimas.

# EVOLUÇÃO CO-ORBITAL DURANTE A MIGRAÇÃO PRIMORDIAL EM SISTEMAS DE SATÉLITES. IMPLICAÇÕES PARA JANUS E EPIMETHEUS

A. Rodríguez<sup>1,2</sup>, T.A. Michtchenko<sup>3</sup>, J. Correa-Otto<sup>3</sup>

<sup>1</sup> DEMAC-UNESP, Brasil.

<sup>2</sup> OV-UFRJ, Brasil.

<sup>3</sup> IAG-USP, Brasil.

Será investigada a evolução dinâmica de três satélites inicialmente em configuração co-orbital. O modelo inclui um planeta central, um satélite principal e dois satélites secundários localizados nos pontos Lagrangeanos L4 e L5. Através da simulação numérica das equações exatas do movimento, considerando os efeitos do arrasto num disco de gás primordial, interação de maré e achatamento do corpo central, estudamos a mudança na configuração co-orbital inicial quando o satélite principal atravessa o seu limite de Roche. Os resultados mostram que, órbitas iniciais do tipo girino podem evoluir para configurações co-orbitais do tipo ferradura entre os satélites secundários, dependendo do tamanho do carço restante (produto da remoção de camadas de gelo no satélite principal). Como exemplo, consideramos a aplicação para Janus e Epimetheus, supondo que inicialmente eram “Troianos” de um satélite do tipo Titã que foi perdido durante a migração primordial no sistema de satélites de Saturno (Canup, 2010). As simulações mostram que, sob certas condições favoráveis, é possível explicar a atual configuração co-orbital do tipo ferradura de Janus e Epimetheus.

Ref: Canup, R., 2010, *Origin of Saturn's rings and inner moons by mass removal from a lost Titan-sized satellite*, Nature, 468, pp 943.

# **CONTROLE POR MODOS DESLIZANTES APLICADO AO MOVIMENTO DE ATITUDE DE UM SATÉLITE SUBMETIDO AOS TORQUES PERTURBADORES GERADOS DURANTE MANOBRAS ORBITAIS**

Adriana Cavalcante Agostinho      Evandro Marconi Rocco

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE  
C.P. 515 CEP 12201-970 – São José dos Campos, SP, Brasil

O presente trabalho visa realizar um estudo teórico envolvendo a aplicação da técnica de controle não-linear por modos deslizantes ao movimento de atitude de um satélite artificial submetido à perturbação ocasionada pela presença de torques perturbadores gerados durante manobras orbitais. Nessas manobras, a força de empuxo originada pelo acionamento dos propulsores deve ser aplicada exatamente no centro de massa do satélite. Entretanto, devido às incertezas na atuação dos propulsores e no posicionamento do centro de massa, torques perturbadores podem ser produzidos pelo sistema de controle orbital. A rotação do satélite devido aos torques perturbadores deve ser mitigada por meio do controle de atitude de maneira a manter o apontamento dos propulsores de manobra orbital na direção correta. Dessa forma o controle orbital depende da atuação do controle de atitude. Portanto, neste trabalho faz-se uma análise do desempenho do controlador por modos deslizantes sobre o movimento de atitude do satélite sujeito aos torques gerados pelo controle de órbita.

A técnica de controle por modos deslizantes, conhecida como sliding mode control (SMC), foi desenvolvida na antiga União Soviética na década de 70, para ser empregada no controle de sistemas não-lineares. Tal técnica consiste basicamente em se reduzir o problema de controle de um sistema genérico, descrito por equações não lineares de ordem  $n$ , para a um sistema de 1ª ordem, com incertezas nos parâmetros e/ ou em sua própria estrutura matemática. O princípio de operação do SMC é utilizar chaveamento de ganho na lei de controle a fim de modificar a dinâmica do sistema controlado de modo que os seus estados sejam conduzidos e mantidos em uma superfície do espaço de estados determinada pelo projetista. Essa superfície é denominada de superfície deslizante e ao ser alcançada significa que o sistema apresenta o comportamento desejado. O controle por modos deslizantes tem como vantagens sua relativa simplicidade estrutural, características de robustez a variações nos parâmetros do sistema e baixa sensibilidade a perturbações externas.

## **PROJETO DE UMA LEI DE CONTROLE H INFINITO PARA UM MANIPULADOR FLEXÍVEL**

**A. G. de Souza<sup>1</sup>, L. C. G. de Souza<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brasil.*

O projeto do sistema de controle de atitude de um satélite pode se tornar extremamente complexo quando se considera componentes flexíveis anexados em sua estrutura, como por exemplo: painéis solares, antenas e manipuladores mecânicos flexíveis. Essas estruturas flexíveis introduzem perturbações que atuam sobre a dinâmica do satélite e conseqüentemente afetam o desempenho do seu sistema de controle de atitude, embora essas perturbações possam ser suprimidas rapidamente, elas podem introduzir erros no apontamento do satélite e para manobras rápidas, podem excitar modos flexíveis causando uma perda de precisão, ou até mesmo desestabilizar o satélite. Tendo em vista os problemas citados, observa-se a importância do estudo do controle de estruturas flexíveis.

Por sua vez este artigo visa estudar o projeto de um controlador usando o método do H-infinito aplicado no modelo de um manipulador flexível.

Para a modelagem do manipulador flexível, foi utilizado o método dos modos assumidos e assume-se, que a viga do manipulador é do tipo Euler-Bernoulli. A lei de controle foi projetada para o modelo da viga linearizado.

Os resultados obtidos pelas simulações mostram que o controlador projetado foi capaz de controlar a vibração da viga, considerando dois modos de vibração, fazendo com que a ponta da viga retorne para a posição neutra. Na seqüência deste trabalho pretende-se aplicar outras leis de controle a fim de comparar o desempenho desta lei de controle.

# DYNAMICS OF THE 3/1 MEAN-MOTION RESONANCE IN PLANETARY SYSTEMS

A. J. Alves<sup>1</sup>, T. A. Michtchenko<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup> *IAG, USP, Brasil.*

Several of the discovered exoplanetary systems are involved inside mean-motion resonances. In this work we focus on the dynamics of the 3/1 mean-motion resonant planetary systems. Our main purpose is to understand the dynamics in the vicinity of the apsidal corotation resonance (ACR) which are stationary solutions of the resonant problem. We apply the semi-analytical method (Michtchenko et al., 2006) to construct the averaged three-body Hamiltonian of a planetary system near a 3/1 resonance. Then we obtain the families of ACR, composed of symmetric and asymmetric solutions. Using the symmetric stable solutions we observe the law of structures (Ferraz-Mello, 1988), for different mass ratio of the planets. We also study the evolution of the proper frequencies of  $\theta_1$ , resonant angle, and  $\Delta\varpi$ , the secular angle. The resonant domains outside the immediate vicinity of ACR are studied using dynamical maps and dynamical power spectra techniques.



# On the force fields which are homogeneous of degree $-3$

Alain Albouy

IMCCE, CNRS, Observatoire de Paris,  
77, avenue Denfert-Rochereau, 75014 Paris, France  
albouy@imcce.fr

This work benefited from discussions with Alexey Borisov, Alain Chenciner, Hans Lundmark and Ivan Mamaev.

Soon after establishing the famous properties of the  $1/r^2$  law of force, Newton described a spiraling orbit of a particle under a central force in  $1/r^3$ . He also noticed that the addition of a force in  $1/r^3$  to another force results in a kind of precession of the orbit ([13], book 1, proposition 44). In 1842, Jacobi [7] gave general results about the force fields which are homogeneous of degree  $-3$  and derived from a potential. More recently, Montgomery [11] gave an impressive description of the dynamics of the planar 3-body problem with a force in  $1/r^3$ . Such homogeneity of the force also appears in Appell's projective dynamics, where the force is considered together with a constraint (see [1]).

Here we deduce a very elementary property: the dynamics defined by a force field which is homogeneous of degree  $-3$  can always be reduced, by simply constraining it. This remark is indeed an elegant foundation of Appell's projective dynamics. We will see how it relates to other known properties.

**Proposition 1** *Let  $\Omega \subset V$  be an open semi-cone in a finite dimensional real vector space  $V$ , and  $f : \Omega \rightarrow V$  be a vector field which is positively homogeneous of degree  $-3$ . The dynamics of the ordinary differential equation  $\ddot{q} = f(q)$  is reduced by one degree of freedom (i.e. by two dimensions) by constraining it to any hypersurface transverse to the rays, the constraint being imposed by means of a central reaction.*

Here *semi* and *positively* refer to the fact that we are only concerned with the *half*-lines drawn from the origin of the vector space, that we call the *rays*. The term *reaction* refers to the familiar mechanical system formed by a particle moving on a surface. In this familiar situation the reaction is normal to the surface. But in our proposition the reaction is *central*, i.e. “radial”, i.e. carried by the ray. The existence and uniqueness theorems for the solution of such kind of constrained system are easy. Their proofs do not depend on the particular choice concerning the direction of the reaction, provided that this direction is fixed in advance and transverse to the hypersurface.

*Proof.* We write the equation of the hypersurface  $h(q) = 1$ , where  $h : \Omega \rightarrow ]0, +\infty[$  is a positively homogeneous function of degree 1. We denote by  $q_1 = q/h(q)$  the central projection of  $q$  on the hypersurface. We will show that  $q_1$  follows some trajectory of the system defined by the constraint and by the force field  $f$ .

We start with the given equation  $\ddot{q} = f(q)$ . We compute  $\dot{q}_1 = h^{-2}(h\dot{q} - \dot{h}q)$ . Instead of differentiating again with respect to the time  $t$ , we introduce a change of time depending only on the position  $q$ . The corresponding differentiation on any quantity  $r$  is denoted by  $r'$  and the change of time is defined by the formula  $r' = h^2\dot{r}$ . We get  $q'_1 = h\dot{q} - \dot{h}q$ ,  $q''_1 = h\ddot{q} - \ddot{h}q$  and  $q'''_1 = h^3\ddot{q} - h^2\ddot{h}q$ . But  $h^3\ddot{q} = h^3f(q) = f(q_1)$  according to the degree of

homogeneity of the force field  $f$ . The final equation is  $q_1'' = f(q_1) + \lambda q_1$ , where  $\lambda = -h^3 \ddot{h}$ . The value of  $\lambda$  should be rather thought of as determined by the constraint:  $q_1$  remains on the hypersurface, which determines uniquely the value of the multiplier  $\lambda$ .  $\square$

This reduction process is not standard. The reduction by two dimensions does not involve a constant of motion. We can describe it as the effect of two vector fields  $Y$  and  $Z$  related with the vector field  $X$  defined by our ordinary differential equation. The three vector fields are characterised by  $\partial_X q = \dot{q} = p$ ,  $\partial_X p = \dot{p} = f(q)$ ,  $\partial_Y q = q$ ,  $\partial_Y p = -p$ ,  $\partial_Z q = 0$ ,  $\partial_Z p = q$ . The Lie brackets  $[X, Y] = 2X$ ,  $[Y, Z] = 2Z$ ,  $[Z, X] = Y$  show that the subspaces generated at each  $(q, p)$  by  $X$ ,  $Y$  and  $Z$  form an integrable distribution in the sense of the Frobenius [-Stefan-Sussmann] theorem. Note also that these brackets define a Lie algebra  $sl_2$ . The 3-dimensional integral manifolds intersect our constraint along curves, which are the trajectories of the constrained system.

A force field  $f$  with degree of homogeneity  $\alpha$  defines an  $X$  which satisfies the commutation relation  $[X, Y_\beta] = (1 - \beta)X$ , where  $Y_\beta$  is defined by  $\partial_{Y_\beta} q = q$ ,  $\partial_{Y_\beta} p = \beta p$ , and where  $2\beta = \alpha + 1$ . If  $\alpha \neq -3$ , nothing replaces the vector field  $Z$ , and we can only reduce by one dimension.

Proposition 1 is the fastest way to introduce projective dynamics. If we start with a dynamics defined by a force field on an affine space of dimension  $n$ , we can embed this space as an affine hyperplane in a vector space  $V$  of dimension  $n+1$ , and extend the force to  $V$  by homogeneity of degree  $-3$ . Then we constrain this homogeneous force field to another hypersurface (another “screen”), thus producing another system which is very simply related with the initial one. Many dynamical properties are thus preserved by central projection. We already know that many geometrical properties are preserved by central projection, and this remark is the foundation of projective geometry. Thus, we should similarly consider that there is a projective dynamics, which extends projective geometry to the motions generated by force fields.

Applying this construction to the two fixed centres problem allows to deduce the well-known integrability of this problem from purely geometric considerations. By choosing a convenient quadric as the other screen the question reduces to considerations on the intersections of a plane with two cylinders (see [1]).

Facts related to Proposition 1 are known in the case where  $f$  is derived from a potential (see [3], pp. 161, 169, 172 and [5]). The following observation may be new.

**Proposition 2** *If the vector space  $V$  is endowed with an inner product, if the force field  $f$  of Proposition 1 is the gradient of a function  $U : \Omega \rightarrow \mathbb{R}$  with respect to this inner product, and if we constrain  $f$ , by means of a central reaction, to the intersection  $S$  of  $\Omega$  with the unit sphere, then the multiplier  $\lambda$  associated to the constraint is the energy multiplied by  $-2$ .*

Here the central reaction is normal. We have a natural constrained system on  $S$ . The potential is the restriction of  $U$  to  $S$ . If we start with such a natural system on  $S$ , we form the unique extension of the potential in a function  $U$  on  $\Omega$  which is positively homogeneous of degree  $-2$ . Note that  $f = \nabla U$  will not be tangent to the sphere, which does not affect the dynamics but does affect the value of the multiplier  $\lambda$ .

*Proof.* To determine  $\lambda$  in the equation  $\ddot{q} = \nabla U + \lambda q$  we differentiate twice the constraint  $\langle q, q \rangle = 1$ . We get  $0 = \langle q, \dot{q} \rangle$  and  $0 = \langle q, \nabla U + \lambda q \rangle + \langle \dot{q}, \dot{q} \rangle = -2U + \lambda + \langle \dot{q}, \dot{q} \rangle$ .  $\square$

Proposition 2 plays an interesting role in the relation discovered by Knoerrer between the Neumann potential on the sphere and the geodesics on an ellipsoid (see [8], [6]). We will exhibit an intermediate problem which clarifies this relation as well as the integrability of the Neumann potential. Consider a symmetric positive definite  $G : V \rightarrow V^*$  and the vector field on  $\Omega = V \setminus \{0\}$

$$f(q) = \frac{Mq}{\langle Gq, q \rangle^2}, \quad \text{where } M : V \rightarrow V \text{ is such that } GM = {}^tMG.$$

In words, the linear map  $M$  is symmetric with respect to the inner product  $G$ . We may make explicit this symmetry in two ways: through a symmetric  $A : V \rightarrow V^*$  such that  $M = G^{-1}A$  or through a symmetric  $B : V \rightarrow V^*$  such that  $M = B^{-1}G$ . For simplicity of exposition we assume that  $A$  is positive definite (and then so is  $B = GA^{-1}G$ ).

The formula  $M = G^{-1}A$  suggests to endow  $V$  with the inner product  $G$  and to observe that  $f$  is, up to a central force, the gradient of the function  $\langle Gq, q \rangle^{-2} \langle Aq, q \rangle / 2$ . By constraining the dynamics to the sphere  $\langle Gq, q \rangle = 1$ , we get the Neumann potential.

The formula  $M = B^{-1}G$  suggests to endow  $V$  with the inner product  $B$  and to observe that  $f$  is the gradient of the function  $-\langle Gq, q \rangle^{-1} / 2$ . Constraining the dynamics to  $\langle Bq, q \rangle = 1$ , we get our intermediate problem, whose integrability was established by Rauch-Wojciechowski in [16]. This is a natural system on the sphere, defined by a potential which is the inverse of a quadratic form (while the Neumann potential is a quadratic form).

This constraint and this equation also define our intermediate problem. But  $\eta$  and  $\nu$  have a different interpretation in both problems. In the Jacobi problem,  $\nu$  is a parameter and  $\eta$  is a multiplier which appears to be a constant of motion. In our intermediate problem  $\eta = 1$  and  $\nu$  is a multiplier which, according to Proposition 2, is a constant of motion. Any orbit of a problem is an orbit of the other problem for some choice of a parameter.

This is similar to what was explained by Knoerrer and Moser, except that they needed a change of the time parameter and we did not. The motion on a sphere under the inverse of a quadratic potential is thus closer to the Jacobi problem than the motion on the sphere under a quadratic potential.

The introduction of our intermediate problem allows to decompose the Gauss map  $Q \mapsto MQ / \|MQ\|$  introduced by Knoerrer in two steps,  $Q \mapsto q \mapsto q / \|q\|$ . Knoerrer's

We can deduce the integrability of both the Neumann potential and our intermediate problem from their correspondence through central projection and change of time. They are *quasi bihamiltonian* systems, as already claimed about the Neumann potential in [4], [14], [2]. This last reference also connects this remark to the works [9], [10], [15].

Let us consider the Jacobi problem on the ellipsoid. The motion of a particle  $Q$  on the ellipsoid  $\langle AQ, Q \rangle = 1$  embedded in the Euclidean vector space  $(V, G)$ , under the potential  $\nu \langle GQ, Q \rangle / 2$ , is defined by the equation

$$\ddot{Q} = \mu MQ + \nu Q.$$

Here  $\mu$  is a multiplier. The case  $\nu = 0$  defines the geodesic motion on the ellipsoid. The addition of this potential was already considered by Jacobi, and again by Moser [12] in connection with Knoerrer's work. Differentiating the constraint three times, we find Joachimsthal's constant of motion in the form  $\eta = \mu \langle AQ, MQ \rangle^2$ . The motion of  $q = MQ$  is constrained by  $\langle Bq, q \rangle = 1$  and satisfies the equation

$$\ddot{q} = \frac{\eta}{\langle Gq, q \rangle^2} Mq + \nu q.$$

change of time appears in the second step as associated to the central projection from our intermediate problem to the Neumann problem. It satisfies the rule, discovered by Appell, which associates a change of time to a central projection.

## References

- [1] A. Albouy, There is a projective dynamics, *EMS Newsletter*, 89 (2013), pp. 37–43
- [2] A. Albouy, Projective dynamics of a classical particle or multiparticle system, *Oberwolfach reports*, 4-3 (2007), pp. 1926–1928
- [3] A. Albouy, A. Chenciner, Le problème des  $N$  corps et les distances mutuelles, *Inventiones Mathematicae*, 131 (1998), pp. 151–184
- [4] M. Błaszak, Bi-Hamiltonian separable chains on Riemannian manifolds, *Physics Letters A*, 243 (1998), pp. 25–32
- [5] A.V. Borisov, A.A. Kilin, I.S. Mamaev, Multiparticle systems. The algebra of integrals and integrable cases, *Regular and Chaotic Dynamics*, 14 (2009), pp. 18–41
- [6] A.V. Borisov, I.S. Mamaev, Isomorphisms of geodesic flows on quadrics, *Regular and Chaotic Dynamics*, 14 (2009), pp. 455–465
- [7] C.G.J. Jacobi, *Lectures on Dynamics*, trad. K. Balagangadharan, New Delhi, Hindustan Book Agency, 2009, lecture 4
- [8] H. Knoerr, Geodesics on quadrics and a mechanical problem of C. Neumann, *J. reine angew. Math.*, 334 (1982), pp. 69–78
- [9] H. Lundmark, Higher-dimensional integrable Newton systems with quadratic integrals of motion, *Studies in Applied Math.*, 110 (2003), pp. 257–296
- [10] V.S. Matveev, P.J. Topalov, Trajectory equivalence and corresponding integrals, *Regular and Chaotic Dynamics*, 3 (1998), pp. 30–45
- [11] R. Montgomery, Fitting hyperbolic pants to a three-body problem, *Ergod. Th. & Dynam. Sys.*, 25 (2005), pp. 921–947
- [12] J. Moser, Integrable Hamiltonian systems and spectral theory, *Fermi Lectures*, Accademia nazionale dei Lincei, Scuola normale superiore, Pisa, 1981
- [13] Isaac Newton, *The Principia. A New Translation* preceded by *A guide to Newton's Principia*, by I. Bernard Cohen, Berkeley, University of California Press, 1999
- [14] M. Pedroni, Bi-Hamiltonian aspects of the separability of the Neumann system, *Theoretical and Mathematical Physics*, 133 (2002), pp. 1722–1727
- [15] S. Tabachnikov, Ellipsoids, complete integrability and hyperbolic geometry, *Moscow Math. J.*, 2 (2002), pp. 185–198
- [16] S. Wojciechowski, Review of the recent results on integrability of natural hamiltonian systems, *Systèmes dynamiques non linéaires: intégrabilité et comportement qualitatif*, P. Winternitz, éd., Sémin. Math. Sup. 102, Presses de l'Université de Montréal, 1986, pp. 294–327

# ESTIMAÇÃO DA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL PASSANDO PELA LUA USANDO FILTRO DE KALMAN

A. F. S. Ferreira<sup>1</sup>, H. K. Kuga<sup>1</sup>, **A.F.B.A. Prado**<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais,, Brasil.*

<sup>2</sup> *Univ. Estadual Paulista, FEG-UNESP, Brasil.*

Uma manobra de Swing-By ocorre quando um veículo espacial passa próximo de um corpo celeste e usa a gravidade deste corpo para alterar a sua órbita.

A trajetória de um veículo até o periapside de sua órbita, em torno do corpo de menor massa de um sistema binário, será estimada a partir de dados observados e aplicados ao filtro de Kalman.

Serão feitas simulações das trajetórias para se obter os dados reais da posição do veículo espacial a serem verificados pelo filtro de Kalman.

Consideramos o plano orbital do sistema binário, que tem origem no centro de massa dos dois corpos principais, como sendo paralelo ao plano do sistema de referencia que tem a Terra como origem.

As simulações das observações serão feitas integrando uma trajetória em torno do corpo de menor massa do binário, tendo como modelo o problema restrito de três corpos.

Quando observado a partir da Terra, usando uma estrela como referência, temos a posição do satélite em função de um ângulo, dado pelo produto escalar do vetor posição deste satélite ( $\vec{r}_s$ ), no sistema com origem na Terra, e o vetor posição da estrela ( $\vec{r}_e$ ).

Os dados que descrevem a posição para cada instante da trajetória, inseridos com erros aleatórios, serão as condições observadas a serem aplicadas ao filtro de Kalman, para estimar a trajetória correta.

Com a trajetória correta estimada e o parâmetro gravitacional do binário (condição inicial), pode-se também calcular a massa de cada corpo do binário.

Enfim, o objetivo deste trabalho é obter um algoritmo que estime a trajetória correta de um veículo espacial, em torno de um sistema binário, a partir de dados observados e calcular a massa dos corpos que compõem o sistema binário.

# **SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ACELERAÇÃO IÔNICA NUM MODELO DE PROPULSOR HALL**

**A. A. Martins<sup>1</sup>, R. A. Miranda<sup>1,2</sup>, J. L. Ferreira<sup>1</sup>, A. Schelin<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *Instituto de Física, Universidade de Brasília, Brasil.*

<sup>2</sup> *Campus Gama, Universidade de Brasília, Brasil.*

Desde 2002 o Laboratório de Plasmas do Instituto de Física da Universidade de Brasília vem desenvolvendo tecnologias baseadas em plasmas, entre elas o propulsor a plasma PHALL. O projeto PHALL visa desenvolver um propulsor elétrico do tipo Hall. Nesses propulsores, o propelente é acelerado através de um campo elétrico. Uma descarga elétrica é produzida e os elétrons são aprisionados pelo campo magnético, formando uma corrente conhecida como corrente Hall. Os elétrons ionizam o gás propelente e os íons são então acelerados na direção do campo elétrico aplicado. Os elétrons da descarga são também utilizados para neutralizar os íons ejetados na região de exaustão. O projeto PHALL possui potenciais aplicações em satélites de baixo e médio porte como os propostos pelo Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE).

Neste trabalho apresentamos os nossos resultados preliminares da modelagem e simulação numérica do projeto PHALL usando a plataforma VSIM. Usamos uma combinação de um código cinético para o plasma juntamente com um método de simulação molecular dinâmico (PIC, do inglês Particle-in-cell), que nos permite obter resultados preliminares para o perfil bidimensional de vários parâmetros importantes necessários para poder prever e melhorar a performance de propulsores Hall do tipo SPT-100 (Stationary Plasma Thruster - 100 mm de diâmetro).

# **SIMETRIA, BIFURCAÇÃO E EMPILHAMENTO DE CONFIGURAÇÕES CENTRAIS DO PROBLEMA PLANAR DE 1+4 CORPOS**

A. S. Oliveira<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Departamento de Matemática, USS, Brasil.*

Nesse trabalho estamos interessados nas configurações centrais do problema planar de 1+4 corpos onde os satélites possuem massas infinitesimais diferentes e dois deles estão diametricamente posicionados em um círculo centrado no corpo de massa grande. Este pode ser pensado também como um problema de configurações centrais empilhadas. Mostramos que as configurações centrais assim obtidas são necessariamente simétricas e os outros dois satélites possuem massas iguais. Além disso, provamos que o número de tais configurações centrais é em geral um, dois ou três e, no caso especial dos satélites diametricamente opostos terem massas iguais, provamos que o número de configurações centrais é um ou dois e damos o valor exato da razão das massas que fornece tal bifurcação.

## ASTROMETRIA DOS SATÉLITES IRREGULARES Dos PLANETAS GIGANTES

Altair Ramos Gomes Júnior<sup>1</sup>, Marcelo Assafin<sup>1</sup>, Roberto Vieira Martins<sup>1,2</sup>, Júlio Camargo<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Observatório do Valongo, UFRJ, Brasi.*

<sup>2</sup>*Observatório Nacional, Brasil.*

Os satélites irregulares são menores e possuem órbitas mais excêntricas, inclinadas e mais distantes do corpo central do que os satélites regulares. Na maioria dos casos, possuem órbitas retrógradas. Explicar sua existência é um tópico importante de estudo em Dinâmica Orbital, contribuindo para entender melhor a formação e evolução do Sistema Solar. Porém suas órbitas são conhecidas com pouca precisão e pouco se pode dizer de suas massas, albedos, formas e composições. Portanto, um trabalho observacional mais dedicado é necessário.

Nós organizamos e reduzimos milhares de imagens CCDs observadas com os telescópios PE, B&C e Zeiss do Observatório do Pico dos Dias, com o telescópio de 1,2m do Observatoire Haute-Provence (França) e com o 2,2m do ESO (La Silla). Mais de 7 mil posições foram obtidas para diversos satélites irregulares dos planetas gigantes dentre as mais de 100 mil imagens dos bancos de dados. Em conjunto, os bancos de dados correspondem a um período de observações entre 1992 e 2014.

Neste trabalho, apresentamos a organização e redução astrométrica dessas imagens. Processamos as mais de 100 mil imagens em busca dos satélites, o que significa imagens reduzidas de mais de 10 CCDs em 5 telescópios e diversos filtros. Muitas das imagens mais antigas estavam corrompidas ou tinham coordenadas faltando em seus cabeçalhos FITS. Um grande esforço foi feito para separar e corrigir os dados.

Usamos o pacote de redução astrométrica PRAIA e o catálogo de referência utilizado foi o UCAC4. A significância do trabalho está na grande quantidade de posições obtidas em um grande período de tempo com uma precisão de cerca de 40 mas. Algumas posições foram eliminadas para melhorar a precisão astrométrica utilizando procedimento de sigma-clip. Analizamos as diferenças entre as posições obtidas dos satélites e as efemérides mais atuais para averiguar suas órbitas. A projeção da órbita no plano do céu, com vetores representando os offsets relativos às efemérides, foi uma análise importante e claramente mostra o nível de contribuição para melhoria das órbitas. Para alguns satélites há uma clara melhoria a ser feita em suas órbitas, principalmente em inclinação. Uma nova integração numérica será feita pelo grupo utilizando essas novas posições.



# ESTUDOS DE ÓRBITAS AO REDOR DE BETA NO SISTEMA TRIPLO DO ASTEROIDE 2001 SN<sub>263</sub>

Nunes Jr, S. F.<sup>1</sup>, Chiaradia, A. P. M.<sup>1</sup>, A. Bertachini<sup>2</sup>, Masago, B<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Grupo de Dinâmica Orbital & Planetologia – FEG/UNESP – Guaratinguetá –SP- Brasil-  
CEP: 12 516-410

<sup>2</sup> INPE, Brasil.

A Missão Áster é a primeira missão brasileira para a exploração espacial e representa um grande desafio para o programa espacial brasileiro. A missão consiste em lançar uma sonda espacial até um sistema triplo de asteroide 2001 SN<sub>263</sub>, o que permitirá explorar três corpos na mesma viagem. O asteroide 2001 SN<sub>263</sub> triplo é um Near-Earth Asteroid (NEA) da classe AMOR. A análise espectral indicou que este é um asteroide do tipo C. Este tipo de asteroide é escuro e difícil de ser estudado a partir da Terra. Em 2008, os cientistas do Observatório de Arecibo (Porto Rico) fizeram várias observações do asteroide e descobriram que ele não era apenas um corpo, mas um sistema triplo. Dois corpos menores orbitam o objeto central. O sistema completo é composto por um corpo central (Alfa), com 2,6 km de diâmetro e dois corpos menores (Beta e Gama), com 0,78 km e 0,58 km de diâmetro, respectivamente. Os corpos menores descrevem órbitas em torno do corpo mais massivo. No que diz respeito ao corpo central, o segundo corpo tem semi-eixo maior de 16,63 km e um período de 6,23 dias, e o terceiro corpo tem semi-eixo maior de 3,80 km e um período de 0,69 dias (Araujo, 2011). O objetivo deste trabalho é estudar a influência do corpo Beta sobre a sonda espacial quando está estiver orbitando estes corpos nas órbitas encontradas por Masago (2014). Algumas das órbitas encontradas podem ser usadas para o planejamento da missão ASTER. Neste trabalho estudaremos órbitas de uma sonda ao redor do corpo Beta. Para isso, considera-se o cenário em que corpo principal é Alfa, Beta é o corpo secundário e o terceiro é a sonda espacial, com massa desprezível. Este sistema é chamado de Alfa-Beta-sonda. Assume-se um sistema de referência centrada no corpo principal e que o plano de referência é o que contém a órbita do segundo corpo Beta. Beta e Gama são considerados em órbitas elípticas com Alfa e a órbita da Gama é inclinada em relação ao plano de referência (13.87°) (Araujo, 2011). Considera-se que as forças gravitacionais de três corpos e o achatamento do corpo principal perturbam a órbita da sonda. As órbitas de Beta e Gama são assumidas com precessão devido ao achatamento da Alfa.

Para estudar a influência dos corpos Beta e Gama sobre a sonda espacial foi utilizado o método desenvolvido por Masago (2014), Problema Bi-Elíptico Inclinado Precessando (PBEIP). Este método é utilizado para analisar as órbitas da sonda ao redor de Beta. Neste trabalho, é analisada a influência do corpo Beta utilizando as órbitas ótimas ao redor de Beta encontradas por Masago (2014). É verificada a influência de Beta sobre as órbitas considerando os seguintes casos: sem precessão devido ao achatamento da Alfa; inclinação de Gama é zero; órbitas circulares para Beta e Gama; massa desprezível para Gama, Com este trabalho será possível analisar a influência do corpo Beta sobre a órbita da sonda espacial.

## Referências

ARAUJO, R. A N. O sistema triplo de asteroides 2001 SN<sub>263</sub>: Dinâmica Orbital e Estabilidade. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle). São José dos Campos, SP – INPE. 2011.

MASAGO, B. Y. P. L. O sistema triplo de asteroides 2001 SN263: Dinâmica Orbital e Estabilidade. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle). São José dos Campos, SP – INPE. 2014.

# ESTUDO DA SIMULAÇÃO DE SERVIÇOS EM ÓRBITA DE SATÉLITES DOTADOS DE BRAÇO ROBÓTICO

A.B. Nardin, E.M. Rocco

*Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

Neste trabalho estudamos o uso de simuladores computacionais na aplicação de um sistema robótico em ambiente espacial, levando em consideração as perturbações causadas à atitude, em virtude do acionamento dos mecanismos robóticos durante a realização de serviços em órbita.

Novas tecnologias na área de rendezvous, docking e berthing têm tornado, cada vez mais, comuns aplicações de robótica espacial na execução de serviços em órbita.

Obtemos um modelo que representa, por meio de um algoritmo implementado, o comportamento de um manipulador robótico durante execução de um serviço em órbita. O braço robótico que serve de objeto de estudo neste trabalho consiste de um manipulador revoluto (antropomórfico) que assemelha-se à um braço humano. Configuração tal que o confere aplicabilidade diversificada e notória utilidade em atividades de serviço em órbita.

O robô encontra-se acoplado à um satélite que possui um sistema de controle de atitude. O movimento do braço robótico perturba a atitude do satélite que reage a esta perturbação pela operação de seu sistema de controle. É, portanto, fundamental que se tenha boa ideia das perturbações causadas à atitude do satélite em decorrência da atuação do braço robótico acoplado.

Neste sentido, nos concentramos na análise dos torques perturbadores, visto que a base do robô não pode ser considerada, para fins de posicionamento preciso, como sendo de um sistema inercial (fixo em relação ao espaço).

A atuação do controle de atitude tem por objetivo anular a rotação do satélite devido à movimentação do braço. Portanto, o modelo é capaz de simular o controle simultâneo dos movimentos do satélite e do braço robótico considerando os torques aplicados em ambos.

Obtemos, por fim, um bloco simulador integrável ao simulador de atitude do satélite (SAS), operando como modelo de um manipulador robótico com vistas à aplicação em serviços em órbita e manobras de atracação (berthing). Tal desenvolvimento deve gerar resultados importantes com relação às dificuldades encontradas no controle de satélites dotados de mecanismos robóticos.

A análise dos erros de posicionamento ocasionados pelos movimentos de extensão e rotação do aparato nos possibilita uma visão mais clara das estratégias necessárias para o uso futuro deste tipo de tecnologia.

**Palavras-chave:** *Robótica, Satélites Artificiais, Manobras Espaciais, Serviços em Órbita*

## FORMAÇÃO COORBITAL COM A TERRA E ORIGEM DE THEIA

A. Amarante<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>1</sup>, A. Izidoro<sup>2</sup>, M. Tsuchida<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*Grupo de Dinâmica Orbital e Planetologia – UNESP – Guaratinguetá / SP*

<sup>2</sup>*Observatoire de la Côte d'Azur – Nice / França*

<sup>3</sup>*Depto. de Ciências de Computação e Estatística – UNESP – São José do Rio Preto / SP*

A hipótese atualmente mais aceita da origem da Lua, é a de ela ter se formado a partir de restos gerados por uma grande colisão entre a proto-Terra e um proto-planeta, conhecido como Theia (Hartmann and Davis, 1975). Simulações mostraram que, se este impacto aconteceu nos últimos estágios de formação da Terra, pode-se reproduzir a falta de ferro na Lua, as massas da Terra e Lua, e o momento angular atual do sistema Terra-Lua (Canup and Asphaug, 2001). Para tal, a colisão deve ter ocorrido de modo peculiar. A massa de Theia deve ser similar à massa de Marte, o ângulo entre os vetores velocidades da Terra e de Theia deve ser pequeno, e as magnitudes destes vetores devem ser similares. Assim sendo, foi proposto que os corpos estariam compartilhando a mesma órbita, isto é, a Terra e Theia seriam coorbitais, de modo que a velocidade de impacto seria baixa e o impacto sutil (Belbruno e Gott, 2005).

No presente trabalho estudamos os limites de massa da formação de um corpo que seja coorbital com a Terra. O sistema dinâmico considerado é formado pelo Sol, pela Terra e de uma nuvem de planetesimais coplanar na região coorbital à Terra. A nuvem de planetesimais sempre foi inicialmente distribuída aleatoriamente em um setor em torno da Terra. O setor é delimitado por um arco de 20° a 340° em relação à Terra e com raio orbital dentro dos limites da maior órbita de ferradura prevista pela teoria (Dermott e Murray, 1981).

Realizamos simulações onde consideramos que todos os planetesimais têm a mesma massa inicial, e adotamos diferentes nuvens de planetesimais, com 1000 e 5000 planetesimais, sendo cada uma delas com massa total inicial de 0.05, 0.1, 0.3, 0.5 e 1.0 massas terrestres. Também foram realizadas simulações em que os planetesimais têm diferentes massas iniciais e simulações em que levamos em conta uma pequena inclinação. As simulações foram feitas usando o integrador numérico Burlish-Stoer que se encontra no pacote Mercury (Chambers, 1999). A duração da integração varia de acordo com o total de massa inicial dos planetesimais. Isto ocorre devido à atração gravitacional entre os planetesimais, e é menor quanto menor for essa massa. Para cada nuvem de planetesimais com um específico valor de massa inicial, realizamos pelo menos cinco simulações independentes. Em todas as simulações os planetesimais são inicialmente colocados em órbitas circulares.

Os resultados das simulações numéricas deste trabalho mostraram ser improvável a formação coorbital de Theia com a massa de Marte, mas viabilizaram a formação de corpos menores como em outros trabalhos (Canup, 2012; Cuk and Stewart, 2012) que mostram a possibilidade de um cenário de formação da Lua em que Theia pode ter uma massa menor ou maior do que a massa de Marte e que as velocidades de impacto podem ser ainda maiores. Todos os resultados serão apresentados neste trabalho.

## **DYNAMICS OF TETHERED SYSTEM CONNECTED TO A MOON SURFACE**

Anna D. Guerman

*Centre for Mechanical and Aerospace Science and Technologies, University of Beira Interior, 6201-001 Covilha, Portugal*

with

Alexander A. Burov and Ivan I. Kosenko

*Dorodnitsyn Computing Center, Russian Academy of Sciences, 119333 Moscow, Russia*

Use of tethers for space transportation is currently discussed in several research groups and agencies. Tethers provide promising possibilities for orbital and attitude spacecraft control, distributed spacecraft missions, space debris removal, etc. One of the possible applications for space tethers is a space elevator. The project of building of a space elevator at the Earth, though much awaited by numerous fans, still faces a number of serious difficulties. Meanwhile, a similar system for Moon or asteroid exploration looks much more feasible. On the other hand, these projects have to take into account several specific properties of moon or asteroid motion, e.g., elliptic orbits of the primaries, more complicated gravitational field, rotation of the asteroid surface, etc. In all the above cases some specific control has to be developed to maintain the tether and spacecraft orientation. Here we consider the system control via change of the tether length.

Attitude control of space system by changing its inertia parameters has been studied since 1960th. These problems are associated with the problems of influence of relative motion of the astronauts and moving parts of the spacecraft, such as manipulators or fuel, on spacecraft dynamics. On the other hand, several researchers examined the possibility to control orbital and/or attitude motion of satellite changing the mass distribution on board.

Study of a tether anchored to the Moon surface show several the possibilities to keep its orientation with respect to the Earth – Moon direction despite the eccentricity of the Moon orbit. Fixed orientation of the tether can be kept for three types of the system functioning. The first two classes of solutions correspond to pulsing system configurations: the angle maintenance implies the change of the tether length proportional to the current Earth-Moon distance. Among these pulsing configurations are two types of radial solutions and the oblique configurations. One more type of the variation of the tether's length resulting in the inclination angle maintenance corresponds to the solutions with variable ratio between the tether length and the Earth-Moon distance.

When the moon/asteroid rotates with respect to the planet, it is necessary to put tether in rotation too so it would follow the anchor point. One can use the tether length control to implement such a rotation. For some rotation frequencies the control solutions can be found in closed form, for other frequencies they can be found numerically.

# MANOBRAS EVASIVAS EM ROTA DE COLISÃO COM NUVEM DE DETRITOS ESPACIAIS

A.D.C. Jesus<sup>1</sup>, R.R.Sousa<sup>2</sup>, E.Vieira Neto<sup>2</sup>

<sup>1</sup> UEFS, Universidade Estadual de Feira de Santana, Brasil.

<sup>2</sup> Unesp, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho, Brasil.

As missões espaciais em ambiente de detritos espaciais podem ser tão complexas quanto for o tamanho da nuvem destes objetos em rota de colisão nas regiões operacionais. As colisões podem inviabilizar completamente a continuidade de operações de grande importância científica e tecnológica na área espacial, principalmente, se houver colisões em cadeia entre os detritos, as quais podem gerar fragmentos menores, aumentando o número de objetos não operacionais da nuvem. Neste trabalho, investigamos a dinâmica relativa entre um veículo operacional e uma nuvem de detritos espaciais, considerando a possibilidade de colisões entre os detritos que formam a nuvem, durante a manobra evasiva do veículo. Os nossos resultados estabelecem uma estatística de tamanhos de detritos colisionais e em coordenadas angulares favoráveis a aproximação e/ou colisão entre eles, tais que, as faixas dos tamanhos determinam se a aproximação se torna colisão ou não. Estas colisões entre os detritos, no tempo de implementação das manobras evasivas mostraram-se muito perigosas, pois provocam o surgimento da nuvem de detritos. Além disso, os resultados indicam que há maior risco de colisão entre dois detritos que inicialmente se distanciam igualmente do veículo operacional, se um deles se mover na direção longitudinal do que na direção polar. Encontramos as possibilidades de colisão entre detritos de tamanhos até 10m em toda a esfera celeste de raio igual a 3m e para um tempo de colisão com um veículo operacional da ordem de 3.000 segundos. Os resultados mudam com o tempo de colisão ao longo da esfera. Levando-se em conta ângulos pequenos (no plano e fora do plano) na dinâmica para 5 detritos, inicialmente distantes do veículo espacial, as colisões ocorrem para aqueles de tamanhos entre 3,5 e 4,5 cm. Os de tamanhos da ordem de 10 cm colidem com menor frequência.

## MANOBRAS SUBÓTIMAS DE RENDEZVOUS ENTRE ESPAÇONAVES EM FUNÇÃO DE PARÂMETROS TECNOLÓGICOS

A.D.C. Jesus<sup>1</sup>, R.R.Sousa<sup>2</sup>, E.Vieira Neto<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *UEFS, Universidade Estadual de Feira de Santana, Brasil.*

<sup>2</sup> *Unesp, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho, Brasil.*

As manobras de Rendezvous são muito úteis nas missões espaciais. Atualmente, ao se pensar em acoplamentos com a Estação Espacial Internacional e também em missões que requerem encontros de espaçonaves ao longo das suas órbitas, a concepção destas manobras e ainda de forma econômica, torna-se mais que necessária, devido ao crescimento na demanda destas operações. Estas manobras servem, portanto, para cumprir diversos objetivos previstos em missão (coletas de materiais, visitas de sondas a asteroides, etc.) e não previstos para atender a urgências operacionais que possam surgir ao longo da missão. Neste trabalho, investigamos a dinâmica relativa entre dois objetos espaciais operacionais que se acoplam, escolhendo-se parâmetros tecnológicos que caracterizam seus sistemas de propulsão, tal que as manobras possam ser consideradas seguras e mais econômicas do ponto de vista do consumo de combustível. Um conjunto de combinações das velocidades de ambos os objetos e dos parâmetros tecnológicos que caracterizam seus sistemas de propulsão, tal que lhes forneça menor custo na operação é encontrado e uma análise da evolução do Rendezvous em função deste conjunto e também da sua capacidade tecnológica é realizada. Esta análise é feita de forma determinística e também estocástica.

# SEARCHING FOR LESS PERTURBED ORBITS AROUND THE THREE BODIES OF THE ASTEROID 2001SN<sub>263</sub>

**Antonio F. B. A. Prado**

*National Institute for Space Research-INPE  
12227-010, São José dos Campos, SP, Brazil  
E-mail: antonio.prado@inpe.br*

Nowadays, there is a strong interest in missions to small bodies of the Solar System. One of the most attractive asteroids to be visited is the 2001SN<sub>263</sub>, which is a triple system first observed from Arecibo, Puerto Rico, in February 2008. The three members have diameters around 1.30 km, 0.39 km and 0.29 km. The second component orbits the main body with a semi-major axis of 16.63 km and eccentricity 0.015. The third component orbits the main one with semi-major axis of 3.80 km and eccentricity 0.016 [1].

The present research consider the perturbations acting in orbits around the three bodies of that system. The concept used in the present work is the time integral of the forces acting on the spacecraft [2] for one orbital period. This quantity shows the total effects of the perturbing forces acting in a spacecraft in a particular orbit. Orbits with small values for this quantity are expected to be more stable, in the sense of having smaller variations in their orbital elements, so requiring less orbital maneuvers.

The results show the dependency of these integrals with respect to the initial geometry of the problem, so averaged techniques are used to remove this dependence [2]. Another contribution of the present research is the measurement of the effect of each force.

Orbits around the three bodies are studied, so the best choices to place the spacecraft are found around each body. Besides that, a comparison is made to shown the different levels of perturbation that exist when moving the spacecraft from one body to another.

The mathematical model assumes that the main body is in the center of the reference system, with mass  $m_0$ . It is also assumed that this main body has an oblateness, specified by the usual coefficient  $J_2$ . The two smaller bodies are in elliptical orbits, which are precessing due to the oblateness of the main body. They have a mutual inclination of 14 degrees. The other bodies of the Solar System does not need to be included for the short period considered in the present reserach, as shown by Prado [3].

## References:

- [1] Araújo, R.A.N., Winter, O.C., Prado, A.F.B.A., Sukhanov, A., Stability regions around the components of the triple system 2001SN<sub>263</sub>. *Mont. Not. of the Royal Astr. Soc.* 423, 3058-3073, 2012.
- [2] Prado, A.F.B.A., Searching for Orbits with Minimum Fuel Consumption for Station-Keeping Maneuvers: An Application to Lunisolar Perturbations. *Mat. Prob. in Eng.* 2013, 1-11, 2013.
- [3] Prado, A.F.B.A., Mapping Orbits Around the Asteroid 2001SN<sub>263</sub>. *Advances in Space Research*, v. 53, p. 877-889, 2014.



## **ESTUDO DE ÓRBITAS AO REDOR DE CORPOS NÃO ESFÉRICOS QUE POSSAM SER CONTROLADAS POR UM IMPULSO**

F. C.F.Venditti<sup>1</sup>, A. F. B.A Prado<sup>2</sup>

*1, 2 Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP-Brasil.*

Corpos celestes como planetas são normalmente estudados como objetos esféricos. Porém, quando se trata do estudo de perturbações, a Terra, por exemplo, possui um achatamento nos polos, não sendo perfeitamente esférica. Indo além, existem corpos pequenos, como asteroides e cometas, que possuem forma bastante irregular. A não esfericidade destes pequenos corpos gera perturbações no campo gravitacional, e consequentemente pode vir a afetar a órbita de um satélite ao seu redor. Em se tratando de asteroides, perturbações como o arrasto atmosférico não existe, já que estes corpos não possuem atmosfera. Porém, além da perturbação gravitacional, um fator que pode vir a perturbar a órbita de um asteroide é a pressão de radiação solar.

Modelar corpos irregulares não é uma tarefa simples, devido à complexidade da distribuição de massa, e primeiramente deve-se conhecer a forma do objeto a ser estudado. Várias abordagens diferentes já foram estudadas e continuam sendo desenvolvidas. Neste trabalho, a formulação para algumas formas geométricas não esféricas será considerada, e para isso será utilizada a equação fechada do potencial gravitacional destes objetos, que permite trabalhar no problema em partes analiticamente. Com estas equações também é possível calcular a aceleração gravitacional destes corpos, e assim fazer uma análise de trajetórias ao seu redor.

Em missões espaciais, conhecer o ambiente no qual o satélite será posicionado é fundamental. Sendo assim, em sondas com destino a asteroides ou cometas, como as missões NEAR, Hayabusa e Rosetta, que têm como objetivo não somente passar próximos aos objetos, mas também permanecer em sua órbita, conhecer o campo gravitacional dos objetos é de grande importância. Além disso, considerando que os efeitos das perturbações nas órbitas necessitam de correção, fatores como economia de combustível podem ser levados em consideração numa missão. Assim, este trabalho visa fazer um estudo de órbitas mais e menos perturbadas em corpos não esféricos, utilizando a integral do gradiente do potencial gravitacional, que fornece a variação da velocidade. Também será feita uma análise de órbitas periódicas, que perturbariam menos a órbita de um satélite, além da busca por órbitas que possam ser transformadas em periódicas com um impulso.

## ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER MODELAGEM E SIMULAÇÃO DO INSTRUMENTO E DA SUA OPERAÇÃO

Antonio. G. V. de Brum<sup>1</sup>, F. C. da Cruz<sup>2</sup>, A. Hetem Jr<sup>1</sup>, A. P. Rodrigues<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Universidade Federal do ABC, SP, Brasil

<sup>2</sup> Universidade Estadual de Campinas/IFGW, SP, Brasil

A primeira missão espacial brasileira ao espaço profundo, ASTER, levará um altímetro laser que auxiliará na investigação e levantamento das formas, topografias e massas dos asteroides do sistema triplo 2001-SN263. O desenvolvimento do instrumento em parceria entre universidades (UNICAMP, UFABC) e empresas do setor aeroespacial brasileiro está em andamento.

Este artigo descreve e apresenta uma parte do conjunto de estudos realizados tendo em vista a criação do software de controle da operação do instrumento. A modelagem empreendida é descrita, assim como os resultados obtidos a partir da simulação da operação do aparelho, no que se refere à emissão de pulsos laser e à detecção e processamento dos pulsos de retorno.

Um pacote de programas de computador foi criado para simular a operação de um altímetro laser pulsado com princípio de funcionamento baseado na medição do tempo de voo do pulso. O software simulador foi denominado *ALR\_Sim*. Os resultados obtidos com seu uso são úteis no melhor entendimento de alguns parâmetros e características-chave do funcionamento do futuro instrumento, tais como o tempo de amostragem do sinal detectado e a definição do tipo de detector apropriado para a intensidade esperada do sinal de retorno.

O software simulador foi testado com êxito no que diz respeito às situações mais comuns esperadas, sendo o caso especial da superfície com cratera apresentado aqui.

**Palavras-chave:** Missão de espaço profundo ASTER, asteroide 2001-SN263, altímetro laser, ALR, modelagem e simulação, laser rangefinder pulsado, software simulador, *ALR\_Sim*.

## ANÁLISE DE PERTURBAÇÕES SECULARES EM DOIS MODELOS DO SISTEMA UPSILON ANDROMEDAE A

B. C. B. Camargo<sup>1</sup>, O. Winter<sup>1</sup>, D. W. Foryta<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Unesp, Guaratinguetá, Brasil.*

<sup>2</sup> *Universidade Federal do Paraná, Brasil.*

A estrela Upsilon Andromedae A, é uma corpo F8V brilhante com massa de  $1,3 M_{\text{sol}}$  e  $1,56 R_{\text{sol}}$  de raio, sendo sua distância à Terra estimada em cerca de 13,47 pc e sua idade em cerca de 5 bilhões de anos. Em 1997 descobriu-se o primeiro planeta a orbitar o Sistema Upsilon Andromedae A, o Upsilon Andromedae b (Ups And b) (Butler et al, 1997). Em 1999, Paul Butler anunciou a descoberta de mais dois planetas orbitando a estrela Ups And c e Ups And d, através da técnica de Doppler de detecção. Como a detecção dos três planetas do sistemas Upsilon Andromedae foram feitos através do método Doppler, temos uma faixa de possíveis valores de massa e inclinação do sistema. Após uma revisão bibliográfica, identificamos dois sistemas que utilizamos em nossos estudos. Para o sistema 1, consideramos os dados físicos e orbitais apresentados em McArthur et al (2010), que denotamos como o sistema de massas máximas. Neste sistema consideramos apenas os planetas Ups And c e Ups And d, os quais apresentam massas  $14,57 M_J$  e  $10,19 M_J$ , respectivamente. O sistema 2 teve como referência Curiel et al (2011). Chamado de sistema de massas mínimas, utilizamos Ups And c e Ups And d com massas  $1,981 M_J$  e  $4,132 M_J$ , bem inferiores aos valores do sistema 1 e com órbitas coplanares. Tendo em vista a disparidade entre os dois sistemas, estamos realizando um estudo sobre perturbações seculares considerando uma variedade de sistemas que cobrem o espectro de distâncias e massas destes dois sistemas. O trabalho se encontra em andamento, e serão apresentados os resultados obtido até então.

## ESTUDO DE ÓRBITAS RESSONANTES EM TORNO DO CORPO ALFA

B. Y. P. L. Masago<sup>1</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>1</sup>, A. P. M. Chiaradia<sup>2</sup>

<sup>1</sup> INPE, Brasil

<sup>2</sup> Grupo de Dinâmica Orbital & Planetologia (UNESP – FEG), Brasil

Asteroides são corpos que orbitam o Sol, mas que são pequenos demais para serem considerados planetas. Eles podem receber diferentes classificações de acordo com suas características orbitais, físicas, químicas e mineralógicas. A maioria dos asteroides do Sistema Solar está localizada entre as órbitas dos planetas Marte e Júpiter. Essa região é designada como cinturão principal de asteroides. Asteroides originários do cinturão principal e que cruzam as órbitas dos planetas terrestres são chamados de *Near-Earth Asteroids* (NEAs). Acredita-se que esses objetos guardam informações sobre a mistura química que teria formado os planetas, bem como registros da evolução geológica de corpos menores nas regiões interplanetárias. Em função disso, muitas missões têm como objetivo a exploração desses corpos. Pensando nisto, foi idealizada por pesquisadores brasileiros a primeira missão de Espaço Profundo, batizada de ASTER, que tem como principal objetivo o desenvolvimento e a qualificação em tecnologias espaciais, e pesquisa no campo científico. Esta missão se constitui no desenvolvimento, lançamento e operação de uma sonda espacial destinada à exploração do asteroide triplo 2001SN<sub>263</sub>. Este asteroide triplo é um NEA e, portanto, uma missão a esse sistema seria muito importante, pois, acredita-se que ele contenha informações sobre a composição original do Sistema Solar. Em 2008, os cientistas do Observatório de Arecibo (Porto Rico) fizeram várias observações desse asteroide e descobriram que não se tratava apenas de um corpo único, mas sim de um sistema triplo. Os dois corpos menores orbitam o objeto central. O sistema consiste de um corpo central (Alfa) de 2,6 km de diâmetro e dois corpos menores (Beta e Gama) de 0,78 km e 0,58 km de diâmetro, respectivamente. No que diz respeito ao corpo central, Beta tem semieixo maior de 16,63 km e um período de 6,23 dias, e Gama tem semieixo maior de 3,80 km e um período de 0,69 dias. Como sistema dinâmico será assumido que Beta e Gama descrevem órbitas keplerianas elípticas e não coplanares em torno de Alfa, e que a sonda espacial é perturbada pela força gravitacional dos três corpos que compõem o sistema triplo mais o achatamento do corpo principal. Este sistema será analisado usando o Problema Bi-Elíptico Inclinado Precessando (PBEIP). É assumido um sistema de referência centrado no corpo principal e com o plano de referência sendo aquele que contém a órbita do segundo corpo em massa, aqui denominado de Beta. Os corpos Beta e Gama são assumidos estarem em órbitas elípticas, sendo que a órbita de Gama está inclinada em relação ao plano de referência. Além disso, essas órbitas são assumidas estarem precessando devido à presença do achatamento do corpo principal (J<sub>2</sub>). De forma a contribuir com a missão ASTER, este estudo tem como objetivo verificar qual é o comportamento de uma sonda espacial que possui órbitas em torno dos três corpos do sistema.

## ASTROMETRIA DOS SATÉLITES GALILEANOS DE JÚPITER

**B. Morgado**<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>1</sup>, R. Vieira-Martins<sup>1,2</sup>, J. Camargo<sup>2</sup>, A. Dias-Oliveira<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Observatório do Valongo, UFRJ, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório Nacional, MCTI, Brasil.*

A obtenção de posições precisas para os satélites Galileanos nos permite acessar informações refinadas sobre as órbitas desses corpos em torno de Júpiter. Por exemplo, podemos estudar forças perturbadoras de baixíssima intensidade, tal qual o efeito de maré. Entretanto, por causa do forte brilho dos satélites e, principalmente, de Júpiter, a precisão das posições obtidas por astrometria CCD comum é tipicamente da ordem de 150 *mas* (*mili arc second*), dificultando essa tarefa, pois essa relativamente baixa precisão tem que ser compensada com um grande número de observações distribuídas ao longo de muitos anos. A única vantagem é que as posições podem ser determinadas em qualquer época quando os satélites estão visíveis. Os fenômenos mútuos, por outro lado, possuem incertezas típicas de poucos *mas*, contudo só ocorrem durante os equinócios do planeta, no caso de Júpiter de 6 em 6 anos.

Neste trabalho, desenvolvemos uma metodologia que proporciona incertezas próximas às obtidas pela fotometria diferencial aplicada aos fenômenos mútuos, e que pode ser aplicada sempre que dois satélites se aproximam no plano do céu, o que ocorre com frequência, mesmo longe dos equinócios de Júpiter. Com esta nova metodologia, obtemos o instante em que a distância entre os dois satélites é mínima, informação que permite refinar suas órbitas e suas efemérides. Neste método utilizamos o filtro metano para eliminar a saturação de Júpiter das imagens e dos satélites, não havendo a necessidade do uso de estrelas de referência.

Reunimos neste trabalho quinze observações destes eventos. Cinco destes foram observados em 2009 durante os fenômenos mútuos e os dez restantes em 2014, ambos utilizando o telescópio ZEISS de 60cm de diâmetro localizado no Observatório Pico dos Dias – LNA. Das reduções destas imagens caracterizamos os instantes de máxima aproximação entre os satélites com uma incerteza típica de 5 *segundos* para os eventos de 2009 e de 2 *segundos* para os de 2014. Levando em consideração as velocidades relativas destes objetos estas incertezas se traduzem em 25 *mas* e 10 *mas*, respectivamente.

## MAPAS SIMPLÉTICOS COM CORRENTE REVERSA EM TOKAMAKS

I.L. Caldas<sup>1</sup>, B.F. Bartoloni<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Instituto de Física, USP, Brasil.*

Neste trabalho, estudaremos sistemas submetidos a perturbações que podem ser aproximadas por perturbações impulsivas, e em consequência disso podemos representá-los por mapeamentos de evolução discretizada. Analisamos os diversos tipos de comportamentos que as trajetórias deste sistema podem apresentar, e métodos para caracterizar estes comportamentos. Como aplicação mais prática, desenvolvemos um modelo para descrever a evolução das linhas de campo magnético no interior de um tokamak sob influência de um limitador ergódico na forma de um mapa bidimensional conservativo. Fazemos seções de Poincaré e consideramos diversos perfis para a densidade de corrente, que implicará diversos perfis no fator de segurança, grandeza que mede a helicidade das linhas de campo magnético, em particular um perfil de densidade de corrente não-monotônico, mas com corrente reversa, e estudaremos os fenômenos que essa mudança pode causar, como a existência de uma divergência no perfil do fator de segurança, que leva a um comportamento diferente (surgimento de cadeias de ilhas) quando reproduzimos as seções de Poincaré, mesmo eliminando a perturbação. Também vamos estudar as condições para o aparecimento de linhas sem *shear*.

## ASTROMETRIA E REFINAMENTO DE ÓRBITAS DE TRANSNETUNIANOS E CENTAUROS

C. A. B. Erazo<sup>1</sup>, J.I.B. Camargo<sup>1</sup>, J. Desmars<sup>1</sup>, R. Vieira-Martins<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>2</sup>, F. Braga-Ribas<sup>1</sup>, G. Benedetti-Rossi<sup>1,3</sup>, A. Oliveira-Dias<sup>1</sup>, A. R. Gomes-Júnior<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional – MCTI, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório do Valongo – UFRJ, Brasil.*

<sup>3</sup> *Observatoire de Paris-Meudon, França.*

Objetos transnetunianos (TNOs) são observados no intervalo de 30 a 100 UA do Sol e, atualmente, mais de 1200 desses objetos já foram detectados além da órbita de Netuno. Eles também são considerados fósseis, relativamente inalterados, do sistema solar. Portanto, oferecem valiosa informação sobre a história e formação do sistema solar externo.

Centauros são uma população transiente entre TNOs e cometas da família de Júpiter. Eles orbitam numa região entre Júpiter e Netuno e, atualmente, quase 400 desses objetos são conhecidos. É aceito de forma geral que os centauros compartilham uma origem comum com os objetos do cinturão de Kuiper. Como centauros são tipicamente mais brilhantes que TNOs por conta de sua maior proximidade do Sol, eles servem como representantes a partir dos quais pode-se inferir propriedades gerais sobre aqueles objetos mais distantes [1].

Uma maneira de estudar tais objetos é através de ocultações estelares. Embora raras, elas permitem a detecção de anéis, a medida da dimensões com precisões de poucos quilômetros [2,3,4], e que atmosferas tão tênues quanto poucos nanobars possam ser detectadas [2,5,6]. Apenas observações a partir de sondas espaciais rivalizam a precisão dessas medidas.

Com o auxílio de observações realizadas no OPD/LNA e ESO/La Silla, temos determinado posições desses objetos e refinado suas órbitas através do código NIMA (Numerical Integration of the Motion of an Asteroid). Esse refinamento é parte essencial do processo de predição dessas ocultações. Aqui, apresentamos resultados preliminares, astrométricos e orbitais, para um conjunto selecionado de TNOs e centauros.

### Bibliografia

- [1] Fernández, Y.R., Jewitt, D.C., & Sheppard, S.S., 2002, *AJ*, 123, 1050.
- [2] Sicardy, B., Ortiz, J.L., Assafin, M., *et al.*, 2011, *Nature*, 478, 493.
- [3] Ortiz, J.L., Sicardy, B., Braga-Ribas, F., *et al.*, 2012, *Nature*, 491, 566.
- [4] Braga-Ribas, F., Sicardy, B., Ortiz, J.L., *et al.*, 2014, *Nature*, 508, 72.
- [5] Widemann, T., Sicardy, B., Dusser, R., *et al.*, 2009, *Icarus*, 199, 458.
- [6] Braga-Ribas, F., Sicardy, B., Ortiz, J. L., *et al.*, 2013, *ApJ*, 773, 26.

# **ESTUDO DO DECAIMENTO DE UM SATÉLITE DO TIPO CUBESAT SUJEITO AO ACHATAMENTO TERRESTRE E AO ARRASTO ATMOSFÉRICO**

**C.C. Celestino, T.P. Brito**

*Universidade Federal do ABC, UFABC, Santo André, São Paulo, Brasil.*

Neste trabalho foi feito um estudo numérico do decaimento de satélites do tipo CubeSat sujeito às perturbações do arrasto atmosférico e do achatamento terrestre. Para a obtenção da densidade atmosférica foi utilizado dois modelos da literatura, sendo eles: TD-88 e NASA. Diante dos resultados foi possível obter as condições iniciais de massa, de altitude e dos elementos orbitais para satisfazer a norma de mitigação - período máximo de permanência de 25 anos em órbita do CubeSat .

**Palavras chaves:** Satélite do tipo CubeSat, perturbação do achatamento terrestre e do arrasto atmosférico.

Agradecimento: FAPESP – Processo nº **2013/24772-2**



## SYNCHRONIZATION PROPERTIES RELATED TO NEIGHBORHOOD SIMILARITY IN A COMPLEX NETWORKS

C. B. N. FREITAS<sup>1</sup>, E. E. N. MACAU<sup>1</sup>, R. VIANA<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *INPE, São José dos Campos, Brasil.*

<sup>2</sup> *Departamento de Física, UFPR, Brasil.*

We explore in this article complex networks of non-identical interacting oscillators. More specifically, the impact of Similar or Dissimilar neighborhoods over the emergence of synchronization is studied. These scenarios are defined based on a vertex weighted graph measure, the Total Dissonance, which comprises the sum of the dissonances between all neighbor oscillators in the network. Our numerical simulations show that the more homogeneous is a network, the higher tend to be both the coupling strength required to phase-lock and the associated final phase configuration spread over the circle. On the other hand, the initial spread of partial synchronization occurs faster for Similar neighborhoods in comparison to Dissimilar ones.

## **SPACE DEBRIS MONITORING SYSTEMS**

**Chantal Cappelletti**

*Universidade de Brasília*

Space surveillance represents an important political and military concern and is related to a multitude of aspects, such as safety of spacecraft operations, safety for ground facilities (prediction of reentering objects and related hazards), basic information on the space debris population. In addition, for space missions an appropriate knowledge of debris environment allows realizing corrective maneuvers to prevent collisions. Currently, space missions must take into account a relatively new threat, which is represented by space debris, i.e. the orbital residuals of past artificial satellites and rockets. This problem has arisen in the last 30 years and requires specific strategies for mitigation, with the main intent of avoiding collisions between orbital debris and spacecrafts. Space debris monitoring and orbit determination is an essential premise to this task. The following paper will present an overview of the different techniques selected to monitoring the space object from ground and in situ. Radar observatories and Optical observatories will be presented in conjunction with the advantages and disadvantage to use in-situ systems such as small satellite equipped with optical or radar systems. Particular emphasize will be give to optical systems and orbital determination techniques.

# ORIGIN AND DYNAMICS OF KEPLER MULTIPLANETARY SYSTEMS

**C. Beaugé**

*Observatorio Astronómico, Instituto de Astronomía Teórica y Experimental  
Universidad Nacional de Córdoba*

Among the most significant results of the Kepler mission is the detection of several multiplanet systems with up to six members. Most share similar characteristics: they are located close to the host star and appear dynamically “packed”. The eccentricities and mutual inclinations are small, indicating either in-situ formation, or the final outcome of smooth disk-driven migration. Finally, none contain giant planets, but consist of smaller (Earth to Neptune-size) bodies. In this talk we review some physical and dynamical characteristics of these systems, and present several ideas about their formation and orbital evolution. We analyze the existence of two-body and multiple resonances, as well as many examples of near-resonant configurations. Finally, TTVs and RV followups have provided information about their masses, leading to interesting discussions on the mass- radius relationship and possible surface density profile of the primordial protoplanetary disks.

# FAMILIES OF PERIODIC ORBITS FOR TROJAN PLANETS, WITH ECCENTRICITY AND MUTUAL INCLINATION

C. A. Giuppone<sup>1</sup>, A.M. Leiva<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *IATE, Observatorio Astronómico Córdoba, UNC, Argentina.*

<sup>2</sup> *Observatorio Astronómico Córdoba, UNC, Argentina.*

During last years the study of 1/1 Mean Motion Resonance achieved attention in the frame of the general planetary problem. In this called coorbital resonance we have two planets orbiting a star with a period-ratio equal to one, and beyond the classical studied Trojan and Horse-Shoe kind of orbits there are another regular orbits recently discovered but not yet confirmed in the extrasolar planet population. Our aim is to extend our knowledge of these coorbital types of orbits further than circular and coplanar orbits, giving an analytical expression of the Hamiltonian coefficients and analyzing their validity.

We developed the expansion of the three-body coorbital planetary problem within the Hamiltonian formulation in Poincaré canonical elliptic variables. We compare our formulation with numerical n-body simulations and with a semianalytical model. The results from our work will be useful trying to understand the coorbital resonance, providing analytical expressions useful to add another bodies or dissipative effects to their evolution.

## **ESTABILIDAD Y ROBUSTEZ DE SISTEMAS RESONANTES MULTIPLANETARIOS**

**J.G. Martí, C. Beaugé, C.A.Giuppone**

*IATE, Observatorio Astronómico Córdoba, UNC, Argentina.*

El sistema planetario Kepler-223, es un exo-sistema recientemente confirmado, con cuatro planetas orbitando una estrella de tipo solar. Las masas de los mismos van desde  $2.5 M_{\oplus}$  hasta  $8.6 M_{\oplus}$ , y lo particularmente interesante de este sistema es su configuración resonante. Los períodos orbitales de los planetas son tales que los dos planetas más internos, así como los dos más externos se encuentran extremadamente cerca de una conmensurabilidad del tipo 4:3, mientras que los dos planetas intermedios, exhiben una configuración resonante del tipo 3:2, lo que sitúa al sistema planetario como el primer caso confirmado en una cadena resonante 3:4:6:8.

Las cadenas resonantes del tipo exhibidas por el sistema Kepler-223, son predichas por los modelos de formación planetarias teniendo en cuenta la posterior migración de los cuerpos por efectos de un disco de gas remanente. No obstante las evidencias observacionales muestran que este tipo de cadenas resonantes compactas no son tan comunes como se espera a partir de los modelos.

En este trabajo intentamos encontrar algún mecanismo que no se suele tener en cuenta para explicar la poca cantidad de sistemas observados en cadenas resonantes. Utilizando mapas dinámicos intentamos dar con la condición que mejor se ajuste al sistema Kepler-223, para luego analizar la estabilidad de este tipo de cadenas resonantes ante perturbaciones que podrían destruirlas.

## TRANSFERÊNCIAS PARA ASTEROIDES PRÓXIMOS À TERRA VIA SWING-BY COM A LUA

C. F. de Melo<sup>1</sup>, S. H. Santana<sup>2</sup>, E. E. N. Macau<sup>2</sup>, O. C. Winter<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Federal do ABC, UFABC, Santo André, SP, Brasil.*

<sup>2</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP, Brasil.*

<sup>3</sup> *Universidade Estadual Paulista, UNESP, Guaratinguetá, SP, Brasil.*

Neste trabalho, órbitas periódicas retrogradas ao redor do ponto de equilíbrio Lagrangiano L1, preditas pelo Problema Restrito de Três Corpos, foram consideradas como ponto de partida para obtenção de um conjunto de trajetórias de transferência entre a Terra e Asteroides Próximos à Terra, também conhecidos pela sigla NEA (Near Earth Asteroids).

As órbitas periódicas em questão são extremamente sensíveis a pequenas perturbações. Esta característica foi explorada para gerar trajetórias que realizam um swing-bys com a Lua e, como resultado, escapam do Sistema Terra-Lua.

A variação de energia obtida com estes swing-bys permite a redução do  $\Delta V$  necessário para alcançar as órbitas de vários NEAs, especialmente NEAs das classes Apolo e Atenas.

Uma vez determinada a dinâmica do swing-by com a Lua, foram realizados estudos de transferências para alguns asteroides destas classes como o 2006 XP4 e o 1991 VH.

## AMBIENTE DE BAIXO CUSTO PARA DESENVOLVIMENTO E TESTES DE SISTEMAS AUTÔNOMOS DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

D. S. Batista<sup>1</sup>, F. Granziera Jr.<sup>1</sup>, M. C. Tosin<sup>1</sup>, L. F. Melo<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade Estadual de Londrina  
Londrina, PR, Brasil*

Este trabalho descreve o projeto e implementação da Experiência MEMS (E-MEMS), construída exclusivamente com componentes eletrônicos comerciais (COTS) e sensores MEMS. A experiência possui acelerômetros, magnetômetros e giroscópios, dispostos em uma geometria tetraédrica regular, integrados a um sistema embarcado capaz de adquirir e processar dados de modo a determinar e estimar a atitude. Um dos objetivos da experiência é prover informações para o desenvolvimento de sistemas de determinação de atitude para pequenos satélites. Esta experiência será parte da carga útil da primeira versão do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA). O instrumento foi concebido para fundir as informações oriundas do sistema de controle de atitude do satélite com as informações dos giroscópios do E-MEMS, através de um Filtro de Kalman estendido, estimando assim os parâmetros de atitude.

Apesar de não operar autonomamente em ambientes onde as forças de reação à aceleração da gravidade são nulas, e conseqüentemente, não ser possível obter dos acelerômetros um segundo vetor de referência além do vetor obtido dos magnetômetros, o E-MEMS possibilita a realização de testes em ambientes terrestres. Assim, o sistema desenvolvido pode ser utilizado para avaliar os diversos algoritmos envolvidos no processo de determinação de atitude.

O trabalho ainda descreve a integração do E-MEMS com uma plataforma de simulação e testes, desenvolvida em Matlab/Simulink. Esta plataforma é capaz de determinar atitude a partir dos valores de dois vetores de referência e propagar a atitude por meio de um filtro de Kalman estendido, fundindo as informações dos sensores de referência com as informações inerciais dos giroscópios, estimando a atitude do sistema e os bias dos giroscópios. Esta ferramenta também é capaz de simular movimentos no espaço livre, de forma a prover parâmetros para simulações, cujos resultados podem ser comparados com dados reais. O ambiente virtual ainda apresenta uma interface gráfica 3D capaz de representar o movimento de um objeto qualquer, possibilitando a fácil interpretação da atitude determinada.

Por fim, o trabalho apresenta os resultados obtidos a partir do processamento das informações dos sensores do E-MEMS pela plataforma, discutindo pontos relacionados à calibração de sensores MEMS, determinação e estimação de atitude e filtros heurísticos para detecção de erros.

## NUMERICAL STUDY OF ORBITS AROUND EUROPA

D. C. Mourão<sup>1</sup>, L.F. C. Costa<sup>1</sup>, J. P. S. Carvalho<sup>2</sup>, R. V. de Moraes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Brazil.*

<sup>2</sup> *UNIFESP, Brazil.*

NASA's Galileo spacecraft probe recently discovered what appears to be a body of liquid water locked inside the icy shell of Jupiter's moon Europa. The improved likelihood of life on Europa motivated new mission proposals. In this work we used numerical simulations to compare several possible orbits of satellites near the surface of Europa. We spread a set of particles around the satellite with different initially conditions, from 50 to 500km altitude and inclinations higher than 35 degrees, and we monitored the evolution of the test particles during the numerical integrations. We consider the effect of the oblateness of Europa by considering the C22,J2 and J4 parameters and Jupiter gravitational perturbation. These perturbations were first accounted for separately in order to better understand the importance of each effect, and then considered jointly. All particles collide with the Europa surface in a few days. The oblateness of Jupiter alone causes particles with high inclination to collide with the surface of Europa, while the oblateness of Europa affects low orbits decreasing the lifetime of most of the particles. We identified a stable region of orbits with initial altitudes around 300 km of altitude and 90 degrees of inclination. Particles in this region survived more than 200 days. In most of the simulations pericenter initial values near 90 or 270 degrees favor a higher lifetime for the particles, even when considering Europa oblateness.



## **DINÂMICA E CONTROLE DOS SISTEMAS ESPACIAIS LIGADOS POR CABOS (TETHER SYSTEMS)**

Santos, D. P. S.<sup>1,2</sup>, Prado, A.F.B.A.<sup>1</sup>, Guerman, A.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> INPE - National Institute for Space Research, Mechanics and Control Division,  
Avenida dos Astronautas, 1758, São José dos Campos.

<sup>2</sup> CAST - Centre for Aerospace Science and Technologies – UBI – Covilhã - Portugal.

A evolução de missões espaciais e respectivos sistemas vem impulsionando inovações e a criação de ideias e novas tecnologias por décadas. A busca por soluções inovadoras que aliam a otimização de recursos e materiais norteiam as recentes pesquisas na área espacial. Os sistemas formados por vários corpos ligados por cabos (Tether Systems) configuram-se uma ideia inovadora e podem ser a solução para a redução de custos em missões espaciais, sendo um dos conceitos que têm potencial para cumprir o objetivo de transporte eficiente no espaço. Neste trabalho serão abordados estruturas ligadas por cabos, sua viabilidade, a dinâmica rotacional e o comportamento do sistema em ambientes espaciais. Serão criados modelos que simulam e explicam a dinâmica do objeto e serão analisados os principais parâmetros dos sistemas que utilizam esta dinâmica.

## ON THE EFFECTS OF THE 2:1 PERIGEE-ASCENDING NODE RESONANCE OVER THE IGSO SATELLITES

D. M. Sanchez<sup>1</sup>, T. Yokoyama<sup>2</sup>, and A. F. B. A. Prado<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Depto. de Estatística, Matemática Aplicada e Computação, Unesp – Rio Claro, Brasil.*

The Beidou Navigation Satellite System is currently composed by 15 satellites, which five are in Inclined Geosynchronous Orbits (IGSO), with inclination between 54° and 56°. In this inclination, the orbit of these satellites is affected by the 2:1 resonance between the argument of perigee ( $\omega$ ) and longitude of the ascending node ( $\Omega$ ) of the satellite orbit [1]. This resonance may causes an increase in the eccentricity of these satellites, turning the orbits potentially unstable [1, 2]. Since this growing in eccentricity is faster when the satellite is close to the Sun (compared to the GNSS satellites for which this resonance is well studied), in this work we studied the long term stability of the IGSO members of the Beidou constellation. We found initial conditions of the pair ( $\omega, \Omega$ ) that may be taken into account when the IGSO satellites are positioned in their nominal orbits in order to avoid the effects of the 2:1 perigee-ascending node resonance. This resonance can also be used to discard these satellites using a strategy of increase of eccentricity. As disturbers, we consider the Sun, the Moon, the geopotential with degree and order 8 [3], and the solar radiation pressure. The equation of motion of the bodies were integrated using the RADAU integrator [4].

[1] D. M. Sanchez, T. Yokoyama, P. I. de Oliveira Brasil, and R. R. Cordeiro, “Some initial conditions for disposed satellites of the systems GPS and Galileo constellations,” *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2009, Article ID 510759, 22 pages, 2009.

[2] C. C. Chao and R. A. Gick, “Long-term evolution of navigation satellite orbits: GPS/GLONASS/GALILEO,” *Advances in Space Research*, vol. 34, no. 5, pp. 1221–1226, 2004.

[3] D. M. Sanchez, A. F. B. A. Prado, and T. Yokoyama, “On the effects of each term of the geopotential perturbation along the time I: quasi-circular orbits,” *Advances in Space Research*, vol. 54, pp. 1008–1018, 2014.

[4] E. Everhart, “An efficient integrator that uses Gauss-Radau spacing,” in *Dynamics of Comets: Their Origin and Evolution*, vol. 115, pp. 185–202, Astrophysics and Space Science Library, 1985.

## SECULAR DYNAMICS OF PLANETS IN BINARY STAR SYSTEMS

E. Andrade-Ines<sup>1</sup>, T.A. Michtchenko<sup>1</sup>, C. Beaugé<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *IAG, USP, Brasil.*

<sup>2</sup> *OAC, UNC, Argentina.*

Binary stars are a frequent phenomenon in the universe, with about 50% of the known main sequence stars constituting a binary or multiple stellar system (Abt, 1979). They are commonly thought as second rate sites for exoplanets, due to inherent difficulties of detection and high perturbations which could make impossible planet formation and long-term stability (Eggenberger & Udry, 2010). Despite all the difficulties, about 10% of the known extra-solar planets are hosted by binary star systems.

In this work I will show an analytical development of the disturbing function using Lie's perturbation theory with Hori's averaging method, up to second-order in the perturber's masses and the semimajor axes ratio in the planar case. I will compare the results with numerical integrations with the aid of numerical tools such as dynamical maps and Dynamical filtering. Finally, I will present a characterization of the space of parameters to show the applicability regions of the different models.

## **DISTRIBUIÇÃO DE COLISÕES ENTRE VEÍCULO E DETRITO ESPACIAIS SOB INFLUÊNCIA DO ARRASTO ATMOSFÉRICO**

**E. M. Oliveira<sup>1</sup>, A.D.C. Jesus<sup>1</sup>, R.R.Sousa<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*UEFS, Universidade Estadual de Feira de Santana, Brasil.*

<sup>2</sup>*Unesp, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho, Brasil.*

Colisões entre veículos operacionais e detritos espaciais podem ser catastróficas para detritos de tamanhos maiores ou iguais a 10 cm, inviabilizando completamente uma missão espacial. Além disso, detritos milimétricos e até submilimétricos podem desativar subsistemas internos do veículo. O estudo da dinâmica relativa destes objetos, considerando a força de arrasto atmosférico é essencial para as órbitas em LEO, região onde ela é efetivamente determinante na distribuição das condições iniciais que favorecem as colisões entre os objetos espaciais. Neste trabalho, investigamos a distribuição destas condições por faixas de velocidades iniciais relativas, comparando com o caso ideal sem a força de arrasto. Os resultados mostraram mudança significativa na quantidade de possibilidades de colisão e também que a densidade atmosférica constante modifica a distribuição das faixas de velocidades em relação ao caso ideal.

# UTILIZACIÓN DE UN SIMULADOR DE 6 GRADOS DE LIBERTAD EN EL DESARROLLO DEL SISTEMA DE DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ACTITUD DE MICRO Y NANO SATÉLITES

E. Zapico<sup>1</sup>, M. Brito<sup>2</sup>, S. Rodriguez<sup>2</sup>, W. Schulz<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Depto. Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Argentina*

<sup>2</sup>*Centro de Investigaciones Aplicadas, Fuerza Aérea Argentina*

Como parte del desarrollo de los proyectos de satélites **Sat-IE** (nanosatélite de colecta de datos) y **μSat-3** (microsatélite de observación de la Tierra) se incorporó un Simulador de Vuelo de 6 Grados de Libertad, con capacidades de trabajar en Tiempo Real (RT) y con “Hardware in the Loop” (HIL); una de sus áreas principales de utilización es en el análisis del Sistema de Determinación y Control de Actitud (SDCA) de ambos vehículos.

En este trabajo se presenta la estructura lógica del simulador, con sus capacidades de RT y HIL, conjuntamente con los modelos matemáticos incorporados en lo que respecta a la dinámica orbital, ambiente y dinámica de actitud. También son discutidos los modelos numéricos de los distintos sensores (solar, magnético y terrestre) y actuadores (ruedas de reacción, magnetotorsers) utilizados.

Finalmente, se presentan análisis realizados para la evaluación de distintas opciones de algoritmos de control utilizables para los satélites en desarrollo.

## **LOW ENERGY TRANSFERS, WEAK STABILITY BOUNDARIES AND APPLICATIONS**

Edward Belbruno

*Princeton University*

Low energy transfers for spacecraft are of intense interest due to their low fuel use. Low energy transfers to the Moon were discovered in 1986 (by this speaker) that utilized a new concept, at the time, of ballistic capture. This is where capture (temporary) about the Moon is automatically obtained. This results in substantial fuel savings. A new type of ballistic capture transfer to the Moon was found by this speaker, with James Miller, to rescue a failed Japanese lunar mission and get its spacecraft, Hiten, successfully to the Moon in 1991. This represented the first use of a ballistic capture transfer. The same type of transfer was used 20 years later in 2011 by NASA's GRAIL mission. The theory of ballistic capture transfers is based on a region about the Moon, and Earth, where this type of capture can occur, called a 'weak stability boundary' (WSB). Since their discovery in 1986, they have been extensively studied, and most recently, their structure has been revealed, by Garcia, Gomez (2007), Belbruno, Gidea, Topputo (2010, 2012). It turns out that they have an interesting complex invariant manifold structure, which can be studied by an algorithm, originally developed in 1986. Recently this algorithm has been substantially improved. WSB transfers, as they are also referred, have been used recently to find a novel low energy route to Mars utilizing the Mars boundary which promises to have many applications. If there is time, applications are mentioned in astrophysics, on their use for the transfer of material between stars in open star clusters in new work on the Lithopanspermia Hypothesis by Belbruno, Moro-Martin, Malhotra (2012).

# THE BEHAVIOR OF REGULAR SATELLITES DURING THE PLANETARY CLOSE ENCOUNTERS

Nogueira E.C.<sup>1,2</sup>, Gomes R.S.<sup>1</sup>, Brasser, R.<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Federal Fluminense - UFF, Rio de Janeiro, R.J. Brasil*

<sup>2</sup> *Observatório Nacional – ON/MCTI, Rio de Janeiro, R.J., Brasil*

<sup>3</sup> *Institute for Astronomy and Astrophysics, Academia Sinica, Taiwan*

The behavior of the regular satellites of the giant planets during the instability phase of the Nice model needs to be better understood. In order to explain this behavior, we used numerical simulations to investigate the evolution of the regular satellite systems of the ice giants when these two planets experienced encounters with the gas giants. For the initial conditions we placed an ice planet in between Jupiter and Saturn, according to the evolution of Nice model simulations in a ‘jumping Jupiter’ scenario (Brasser et al. 2009). We used the MERCURY integrator (Chambers 1999) and cloned simulations by slightly modifying the Hybrid integrator changeover parameter. We obtained 101 successful runs which kept all planets, of which 24 were jumping Jupiter cases. Subsequently we performed additional numerical integrations in which the ice giant that encountered a gas giant was started on the same orbit but with its regular satellites included. This is done as follows: For each of the 101 basic runs, we save the orbital elements of all objects in the integration at all close encounter events. Then we performed a backward integration to start the system 100 years before the encounter and re-enacted the forward integration with the regular satellites around the ice giant. These integrations ran for 1000 years. The final orbital elements of the satellites with respect to the ice planet were used to restart the integration for the next planetary encounter (if any). If we assume that Uranus is the ice planet that had encounters with a gas giant, we considered the satellites Miranda, Ariel, Umbriel, Titania and Oberon with their present orbits around the planet. For Neptune we introduced Triton with an orbit with a 15% larger than the actual semi-major axis to account for the tidal decay from the LHB to present time. We also assume that Triton was captured through binary disruption (Agnor and Hamilton 2006, Nogueira et al. 2011) and its orbit was circularized by tides during the ~500 million years before the LHB.

## References:

Agnor & Hamilton 2006, Nature 441, 192  
Brasser et al. 2009, A&A 507, 1053  
Chambers 1999, Mon. Not. R. Astron. Soc. 304, 793

# **SIMULAÇÃO DOS EFEITOS DA PERTURBAÇÃO GRAVITACIONAL DEVIDO AO SOL, FOBOS E DEIMOS EM MANOBRAS ORBITAIS EM TORNO DE MARTE**

**Evandro Marconi Rocco**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE  
C.P. 515 CEP 12201-970 – São José dos Campos, SP, Brasil  
e-mail: evandro.rocco@inpe.br

O objetivo deste trabalho é analisar manobras orbitais de um veículo espacial em órbita de Marte, considerando efeitos da perturbação devido à atração gravitacional do Sol, Fobos e Deimos, além do potencial gravitacional de Marte, e também aspectos construtivos do sistema de propulsão. Inicialmente são considerados propulsores ideais capazes de aplicar forças de magnitude infinita que geram variação instantânea da velocidade. Assim, manobras impulsivas ótimas são obtidas por meio da varredura das soluções encontradas do problema de Lambert (Two Point Boundary Value Problem) para diversos valores de tempo de transferência, de maneira a selecionar a manobra de mínimo consumo de combustível. Em seguida, a manobra selecionada é simulada considerando um modelo mais realista do sistema de propulsão. Devido à impossibilidade de aplicação de um impulso instantâneo a manobra orbital tem de ser distribuída em um arco propulsivo em torno da posição do impulso determinado pela solução do problema de Lambert. Neste arco utiliza-se propulsão contínua, limitada à capacidade dos propulsores. No entanto o efeito do arco propulsor não é exatamente equivalente à aplicação de um impulso devido aos erros de magnitude e direção do empuxo aplicado. Essa diferença entre as abordagens produz um desvio na trajetória. A avaliação desse desvio é extremamente relevante na análise de missão de veículos espaciais e no dimensionamento do sistema de controle de trajetória. Portanto, foi avaliada a influência da capacidade dos propulsores e do sistema de controle no erro da trajetória, quando considerado um modelo mais realista em vez do caso ideal representado pela abordagem impulsiva. Consequentemente, inicialmente deve-se obter a manobra bi-impulsiva que consiste em encontrar a órbita de transferência que liga um ponto na órbita inicial a outro ponto na órbita final, gastando para isso um determinado tempo. Um algoritmo para resolver este problema por meio de variáveis universais foi utilizado. Em seguida, a manobra ótima é selecionada e simulada considerando um modelo não impulsivo para a propulsão utilizado para isto o *Spacecraft Trajectory Simulator* (STRS). Neste ambiente de simulação o movimento orbital é obtido por meio da solução da equação de Kepler para cada passo da simulação. Dessa maneira, dado um estado inicial os elementos keplerianos são obtidos e propagados para o passo seguinte de forma a serem convertidos no novo estado. No simulador STRS, o estado de referência é definido pelo sub-sistema de guiamento fornecendo a trajetória ideal a ser seguida, de acordo com a solução do problema Lambert. Esta referência é comparada continuamente com a posição atual do veículo gerando um sinal de erro, que é inserido no controlador proporcional-integral-derivativo, gerando um sinal capaz de reduzir os erros nos regimes de transição e estacionário. Este sinal é enviado aos atuadores e então é gerado um sinal para ser aplicado ao modelo da dinâmica do movimento, somado ao sinal de perturbação das forças gravitacionais perturbadoras do Sol, Fobos e Deimos. Assim, a evolução do estado do veículo pode ser simulada e analisada.



# TRAJETÓRIAS DE APROXIMAÇÃO PARA POUSO NO ASTEROIDE 216 KLEOPATRA

**Evandro Marconi Rocco**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE  
C.P. 515 CEP 12201-970 – São José dos Campos, SP, Brasil  
e-mail: evandro.rocco@inpe.br

O asteroide 216 Kleopatra, descoberto por Johann Palisa em 1880, apresenta um formato bastante irregular com dimensões aproximadas de 217 x 94 x 81 km. Devido ao seu formato, o campo gravitacional ao redor do asteroide não pode ser considerado central. Sendo assim, um veículo espacial ao se aproximar do asteroide está sujeito às perturbações orbitais, que podem impedir que o veículo descreva sua trajetória nominal. Em manobras de aproximação e pouso os desvios na trajetória podem resultar em velocidades de aproximação muito elevadas, impedindo o pouso suave na superfície do asteroide. Além disso, a rotação do asteroide representa mais uma dificuldade para missões que objetivam o pouso suave, já que devido ao formato irregular do asteroide a distância relativa entre a superfície e o veículo espacial varia significativamente em função do plano orbital adotado para a trajetória do veículo. Neste trabalho objetiva-se selecionar, por meio de simulações numéricas, as órbitas de um veículo espacial ao redor do asteroide 216 Kleopatra mais adequadas para a aproximação com o asteroide, de maneira a minimizar a velocidade relativa entre a superfície e o veículo. Para isso utiliza-se um modelo poliedral do volume do asteroide, elaborado com base nas medições de radar fornecidas pelo Observatório de Arecibo, para modelar o campo gravitacional não central gerado pela distribuição de massa do asteroide. Utilizando o modelo do campo gravitacional e o ambiente de simulação *Spacecraft Trajectory Simulator* (STRS) diversas trajetórias de aproximação foram simuladas e comparadas com o intuito de selecionar a trajetória que no ponto de mínima altitude apresente o mínimo valor para as velocidades vertical e horizontal com relação à superfície.

## DESCOBERTA DO SISTEMA DE ANEIS NO ENTORNO DO CENTAURO (10199) CHARIKLO

**F. Braga-Ribas**

*Observatório Nacional  
Rio de Janeiro*

Em junho de 2013 observações de uma ocultação estelar levaram à descoberta do primeiro sistema de anéis no entorno de um pequeno objeto do Sistema Solar (Braga-Ribas et al. 2014, *Nature*, **508**, 72). O objeto em questão é o Centauro (10199) Chariklo, com cerca de 250 km de diâmetro em uma órbita instável entre Saturno e Urano. O sistema consiste em dois anéis estreitos e densos com cerca de 7 e 4 quilômetros de largura e profundidade ótica 0.4 e 0.06, orbitando a uma distância de 391 e 405 km do centro de Chariklo, respectivamente. Eles são separados por uma divisão de 9 km. Devido a colisões entre suas partículas, o anel deveria se espalhar em alguns milhares de anos, então acreditamos que eles estão sendo ativamente confinados por possíveis satélites pastores. Um corpo tão pequenos quanto alguns quilômetros já é capaz de realizar tal confinamento. Vale citar o mecanismo de confinamento de anéis planetários por satélites pastores já foi observado em Saturno e Urano, então, tal fenômeno, parece ser universal independente da ordem de grandeza do sistema. Diversos efeitos observados em anéis planetário ainda não são completamente compreendidos. No sistema de Chariklo, as primeiras questões que nos colocamos estão relacionadas à sua origem e estabilidade. Por se tratar de um sistema, em princípio, mais simples que os anéis planetários, entender sua dinâmica poderá nos ajudar a melhor compreender os anéis dos planetas gigantes e outros tipos de discos como os de formação de planetas. A orientação dos anéis implica que em 2008 eles eram observados pelo bordo, o que explica uma diminuição gradual do seu brilho entre 1997 e 2008, além do desaparecimento da banda de água na mesma época. Com isto calculamos que a refletividade dos anéis é de  $I/F \sim 0,1$  e que eles são compostos, parcialmente, por gelo de água. Novas observações dos anéis de Chariklo serão realizadas ao longo do ano, através de ocultações estelares (duas já foram bem sucedidas). Elas nos auxiliarão a obter novas informações e entender melhor este intrigante sistema de anéis.

# THE DISCOVERY OF THE RING SYSTEM AROUND THE CENTAUR OBJECT (10199) CHARIKLO

F. Braga-Ribas<sup>1</sup>, B. Sicardy<sup>2</sup>, J.L. Ortiz<sup>3</sup>, R. Vieira Martins<sup>1</sup>, J.I.B. Camargo<sup>1</sup>, J. Desmars<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

<sup>2</sup> *LESIA, Observatoire de Pairs-Meudon, França.*

<sup>3</sup> *Instituto de Astrofísica de Andalucía, Espanha.*

<sup>4</sup> *Observatório do Valongo, Brasil.*

The first ring system around a small Solar System object were made through the observations of a stellar occultation on 03 June 2013, the Centaur (10199) Chariklo (Braga-Ribas *et al.* 2014, *Nature*, 508, 72). The object has a diameter of about 250 km and moves on an unstable orbit between Saturn and Uranus, with lifetime of about 10 Myr.

The fifth ring system ever discovered (after those around the four giant planets) is made of two dense and narrow rings with respective widths of 7 and 3 kilometers, normal optical depths of 0.4 and 0.06, and orbital radii of 391 and 405 kilometers, respectively. They are separated by an empty gap of about 9 km. Their current configuration can be explained by the presence of putative kilometer-sized satellites. By means of the shepherd mechanism, satellites can confine and open the gap between the rings, otherwise they would spread out in few thousand years. This mechanism is observed on the narrow rings of Saturn and Uranus.

From 1997 to 2008, the Chariklo system exhibited an unexplained behavior. It dimmed by 0.6 in absolute magnitude and the water-ice band in its spectrum, formerly observed, could not be detected in 2008. All this is simply explained by the rings' pole orientation, which implies that they were seen edge-on in 2007-2008. We can also calculate their reflectivity  $I/F \sim 0.1$ . Spectroscopic and photometric observations of the system allowed us to calculate the amount of water ice and silicate elements in the rings as well as on the main body. No water ice is detectable on the surface of Chariklo.

The first questions that arise from the Chariklo's rings discovery are about their origin and stability. As it seems to be a simpler system, when compared to the planetary rings, the study of the Chariklo's rings dynamics may help to better understand their giant cousins.

New stellar occultations by the Chariklo system were observed in 2014, and they show the fine structure of the rings as well confirm the preferred pole position from the 2013 event. These findings will be presented and possible formation scenarios will be discussed.

## MANOBRAS ORBITAIS ENVOLVENDO CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA COM ACHATAMENTO DOS PRIMÁRIOS

F.M. Araújo<sup>1</sup>, A.F.B.A Prado<sup>2</sup>, C.R. Solorzano<sup>1</sup>,

<sup>1</sup>*Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais, Universidade Federal do ABC, Brasil.*

<sup>2</sup>*Depto. de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

O presente trabalho possui como objetivo a obtenção de trajetórias de captura gravitacional temporária e seu estudo através do uso de técnicas numéricas. Este tipo de trajetória possui muitas aplicações em manobras de um veículo espacial com consumo mínimo de combustível. Técnicas envolvendo integrações numéricas são utilizadas na determinação de famílias de trajetórias, podendo ser utilizadas para validação e comparação de consumo de combustível e de tempo de manobra com manobras tradicionais. Além disso, considera-se também a influência do achatamento dos primários nas trajetórias de captura gravitacional. O efeito do achatamento influi nas equações de movimento da partícula no problema restrito de três corpos e seu efeito torna-se cada vez mais evidente, conforme aumenta-se seu valor. A inserção do fator de achatamento nas equações abre espaço, portanto, para uma gama de estudos em relação a sua influencia nos processos de captura gravitacional temporária, comparando-se em última instância o consumo de combustível de manobras de captura gravitacional temporária com achatamento dos primários e manobras tradicionais.

# TEORIAS DE GRAVITAÇÃO MODIFICADAS E ATRADORES COSMOLÓGICOS

Marcela Campista<sup>1</sup>, **Fernando Roig**<sup>1</sup>, Jailson Alcaniz<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

Teorias  $f(R)$  constituem uma modificação da Relatividade Geral em que termos proporcionais à potências do escalar de Ricci  $R$  são adicionados à Lagrangeana de Einstein-Hilbert. O interesse cosmológico nessas teorias surge do fato de que elas podem naturalmente originar uma fase de expansão cósmica acelerada sem a introdução de uma componente extra de energia, a chamada energia escura. Nessas teorias, a geometria do espaço-tempo fica determinada por uma função arbitrária de  $R$  que se reduz ao caso da Relatividade Geral quando  $f(R) = R$ .

Dependendo do processo de extremização da ação de Einstein-Hilbert, pelo menos dois tipos de formalismos podem ser considerados: o formalismo de Palatini e o métrico. No primeiro caso, as soluções das equações de campo evoluem em um espaço 2D onde podem ser identificados atratores e repulsores, vinculados aos pontos fixos do sistema que caracterizam diferentes frações das componentes de matéria e radiação no universo (associadas ou não a condições de expansão acelerada). Já no formalismo métrico as soluções evoluem em um espaço 4D, onde também existem atratores e repulsores.

Neste trabalho, propomos uma generalização do formalismo de Palatini para incluir a curvatura como uma componente do sistema dinâmico e apresentamos aplicações a diferentes modelos de  $f(R)$  que permitiriam obter uma melhor interpretação da evolução do universo.

# THE EVOLUTION OF TERRESTRIAL PLANETS AND ASTEROIDS IN THE JUMPING-JUPITER MIGRATION MODEL

**Fernando Roig**<sup>1</sup>, David Nesvorny<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional, Brasil*

<sup>2</sup> *Southwest Research Institute, Boulder, EUA.*

In this work, we investigate the evolution of a primordial belt of asteroids, represented by hundreds of thousand of massless test particles, under the gravitational effect of Jovian migrating planets in the framework of the jumping-Jupiter model. We perform several simulations considering test particles distributed in the Main Belt, as well as in the Hilda and Trojan groups. The simulations start with Jupiter and Saturn locked in the mutual 3:2 mean motion resonance plus 3 Neptune-size planets in a compact orbital configuration. Mutual planetary interactions during migration led one of the Neptunes to be ejected in less than 10 Myr of evolution, causing Jupiter to jump by about 0.3 AU in semimajor axis and introducing a fast but large instability in the studied population. In practice, this migration mechanism is reproduced by interpolating the planets positions saved from a previous realistic simulation of migration.

Preliminary results indicate that neither primordial Hildas, nor Trojans, survive to the instability, thus confirming the idea that such populations must have been implanted from other sources, as for example the outer disk of planetesimals initially located beyond the outermost planet. In particular, we address here the possibility of implantation of Hildas and Trojans from the Main Belt population, and whether this could explain the presence of C-type asteroids among these groups. We also compare the final orbital structure of the simulated Main Belt with the current Main Belt for  $H < 9.7$ .

We also introduce in the simulations the terrestrial planets to study the impact rates on them and their potential relationship to the epoch of the Late Heavy Bombardment, some 4 Gyr ago.

# DINÂMICA DE RESSONÂNCIA SPIN-ÓRBITA COM MODELO DE INTERAÇÃO DE CAMADAS MANTO-NÚCLEO E PERTURBAÇÃO PLANETÁRIA

F. B. Ribeiro<sup>1</sup>, N. Callegari Jr.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Instituto de Geociências e Ciências Exatas, UNESP, Brasil.*

A dinâmica de rotação de exoplanetas do tipo terrestre tem sido estudada recentemente com modelos clássicos de rotação [1]. Esses modelos são simplificados uma vez que não consideram a estrutura interna do planeta. Neste trabalho estudaremos a dinâmica de rotação diferencial planetária com as equações diferenciais de acoplamento de diferentes camadas internas [2].

Os modelos de rotação diferencial incluem o efeito gravitacional conservativo mútuo manto-núcleo. Nós primeiramente mostramos simulações numéricas individuais quantificando tais efeitos de acoplamento nas librações físicas (manto e núcleo), em diversas configurações iniciais em torno das principais ressonâncias spin-órbita, para diferentes estruturas internas possíveis de Super-Terras. Em seguida, a dinâmica de rotação é investigada em detalhes a partir da construção de mapas dinâmicos baseados no cálculo do número espectral associado às amplitudes presentes no espectro do ângulo de rotação do manto.

A dinâmica planetária será inicialmente dada pela aproximação do problema de dois corpos. No caso de sistemas multiplanetários as interações gravitacionais mútuas entre os planetas, e, portanto os efeitos indiretos de terceiro corpo na rotação da Super-Terra também serão investigados.

Resultados preliminares mostram que a topologia do espaço de fase pode ser alterada com o surgimento de novos pontos fixos associados ao acoplamento gravitacional manto-núcleo.

Agradecimentos: Fapesp – proc. 2012/21611-5, proc. 2014/11163-0

[1] Callegari Jr, N.; Rodríguez, A.. *Dynamics of rotation of Super-Earths*. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 116.4, 389-416 (2013).

[2] Van Hoolst, T.; Rambaux, N.; Karatekin, Ö.; Dehant, V.; Rivoldini, A.. *The librations, shape, and icy shell of Europa*. *Icarus*, 195, 386-399 (2008).

# A SURVEY ON BALLISTIC CAPTURE ORBITS WITH APPLICATIONS

**Francesco Topputo**

*Politecnico di Milano, Milan, Italia*

The ballistic capture is a process through which a massless particle with initial positive Kepler energy can approach and orbit a primary in a totally natural way. By definition, this mechanism can take place when  $n$ -body dynamics are considered, with  $n \geq 3$ . Ballistic capture may arise in spacecraft, asteroids, and comets motion about moons, planets, and stars. In spacecraft trajectory design, the ballistic capture reduces the relative hyperbolic excess velocity upon arrival, which in turn makes it possible to design low energy transfer. This can be achieved through a wise exploitation of the inherent dynamics characterizing the Solar System, rather than from its classical Keplerian decomposition. Ballistic capture orbits have been receiving increased attention throughout the past two decades due to their flexibility in providing multiple insertion opportunities and their capability in reducing fuel requirements. In this talk, a survey on ballistic capture orbits is given, together with a discussion on their application to practical problems. The talk will focus on the method used to derive the stable sets, which are sets of initial conditions that generate orbits satisfy a simple definition of stability. The methods to compute these sets in the circular and elliptic restricted three-body problems will be shown, as well as their implementation into a three-dimensional, full-ephemeris  $n$ -body problem. The relation between these sets and the stable manifolds of the Lagrange point orbits will be discussed. Moreover, the manipulation of the stable and unstable sets to achieve orbits with prescribed behavior will be given. Applications involve interplanetary trajectory design, lunar missions, and asteroid retrieval scenarios.



## **TRANSFERÊNCIAS ÓTIMAS A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS NÃO COPLANARES COAXIAIS DIRETAS**

**Francisco das Chagas Carvalho<sup>1</sup>, Sandro da Silva Fernandes<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Ensino Fundamental, Departamento de Física, ITA, Brasil.*

<sup>2</sup>*Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Ensino Fundamental, Departamento de Matemática, ITA, Brasil.*

O estudo das transferências entre órbitas quaisquer em um campo de força central Newtoniano realizadas por meio de sistemas propulsivos de baixo empuxo e potência limitada tem importância fundamental em Astronáutica, tendo sido tema de diversos estudos analíticos e numéricos nas décadas de 60 e 70. Dentre os estudos analíticos destacamos os trabalhos de Edelbaum e Marec e Vinh. Recentemente, este problema tem tido seu interesse renovado através de novos estudos analíticos e numéricos, incluindo os que envolvem manobras em campo gravitacional não-central. Neste trabalho é apresentado um estudo do problema de transferências de consumo mínimo de combustível entre órbitas elípticas não-coplanares coaxiais diretas, realizadas através de sistemas propulsivos de baixo empuxo e potência limitada em um campo de força central Newtoniano, incluindo a análise de condições de suficiência correspondente à determinação de pontos conjugados – condição de Jacobi. Para as manobras de duração qualquer, relativa às transferências entre órbitas não-coplanares coaxiais diretas, os termos periódicos são diretamente calculados a partir da função geratriz que define a transformação canônica infinitesimal construída através do método de Hori.

## ESTUDO DOS ERROS DE ATITUDE NA FUSÃO DE DADOS PROVENIENTES DE SENSORES DE ESTRELA

F. Granziera Jr.<sup>1</sup>, E. M. Rocco<sup>2</sup>, R. V. F. Lopes<sup>3</sup>

<sup>1</sup> DEEL, Universidade Estadual de Londrina, Londrina, PR, Brasil

<sup>2</sup> DMC, INPE, S. J. dos Campos, SP, Brasil

<sup>3</sup> DSE, INPE, S. J. dos Campos, SP, Brasil

Os Sensores de Estrela (STRs) são os melhores sensores de determinação de atitude que se tem acesso atualmente. Os ângulos de atitude podem ser encontrados com erros de poucas dezenas de graus por segundo ou menos. Os principais tipos de erros de um STR, sejam sistemáticos ou aleatórios, podem ser resumidos ao *Low Frequency Error* (LFE) e ao *Noise Equivalent Angle* (NEA), respectivamente. Em geral estes erros, mesmo pequenos, causam problemas inconvenientes ao sistema de controle de um satélite e consequentemente atrapalham o posicionamento das câmeras de imageamento terrestre. Outro problema é a maior imprecisão do ângulo de rolagem estimado pelo STR, que chega a ser uma ordem de grandeza maior que a imprecisão nos ângulos de guinada e arfagem. Algumas, plataformas, tais como a Plataforma Multimissão (PMM) utilizam dois STRs por questões de redundância e também para reduzir o ruído no eixo de rolagem. Quando os dois STRs embarcados em uma mesma plataforma, com um certo ângulo  $\alpha$  entre os eixos de rolagem, estiverem com dados de atitude válidos é possível fundi-los em uma única medida, e isto pode ser feito utilizando uma simples média ou algum método mais sofisticado que leve em conta a possibilidade de redução dos erros LFE e NEA na atitude final. Este trabalho trata justamente da análise dos ganhos que ponderam esta junção de erros de atitude, considerando os erros finais como funções a serem minimizadas. Como tais funções são conflitantes e ambas parametrizadas pelo mesmo ganho, a modelagem do problema resultou em uma análise multiobjetivo por meio de curvas de Pareto. Como tais soluções nem sempre são algébricas, algoritmos do tipo força-bruta e genéticos são aplicados e as vantagens e desvantagens de cada um são discutidas. Nas simulações são estudados casos de fusão em duas e três dimensões para distintos  $\alpha$  entre os sensores e com valores típicos de erros LFE e NEA de STRs comerciais.

# CONTROL ESTRAGIES FOR FORMATION FLYING AROUND TRIANGULAR LIBRATION POINTS FOR THE BICIRCULAR PROBLEM IN THE SUN-EARTH-MOON SYSTEM

F. J. T. Salazar<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>1</sup>, E. E. Macau<sup>2</sup>, J. Masdemont<sup>3</sup>, G. Gómez<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *Grupo de Dinâmica Orbital e Planetologia, UNESP, Brazil.*

<sup>2</sup> *Laboratório de Computação Aplicada, INPE, Brazil.*

<sup>3</sup> *Departamento de Matemática Aplica, Universitat Politecnica da Catalunya, Spain.*

<sup>4</sup> *Departamento de Matemática Aplica e Análise, Universitat de Barcelona, Spain.*

The concept of Satellite Formation Flying (SFF) means to have two or more satellites in orbit such that their relative positions remain constant or obeying a certain dynamical configuration along the trajectory. This concept involves the control over the coordinated motion of a group of satellites, with the goal of maintaining a specific geometric space configuration between the elements of the cluster. Assume a constellation of satellites is flying close a given nominal trajectory around  $L_4$  in the Sun-Earth-Moon system, in such a way that, there is some freedom in the selection of the geometry of the constellation. We are interested in avoiding large variations of the mutual distances between spacecraft and controlling the configuration of the formation. In this case, previous studies about triangular libration points have determined the existence of regions of zero relative radial acceleration with respect to the nominal trajectory that prevent from the expansion or contraction of the constellation. In this manner, the goal of this work is the study of two different control strategies: a bang-off-bang control and a minimum weighted total  $\int V$  consumption, considering different geometrical possibilities in the zero drift regions, for a constellation that is flying close a given nominal trajectory around  $L_4$ , involving a linear approximation of the equations of motion relative to the bounded solutions around triangular libration points and taking into account the gravitational force of the Sun. The scenario in this study will be the BiCircular Four Body Problem (BCFBP). Although this model is not coherent with the motion of Sun-Earth-Moon system, it captures the basic dynamics of a real four body problem.

## **OBTENÇÃO DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DO ASTEROIDE 4179 TOUTATIS VIA MASCONS**

**G. Borderes Motta<sup>1</sup>, O.C. Winter<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

O potencial gravitacional de corpos irregulares é muito importante, como por exemplo no estudo de órbitas ao redor destes. No entanto obter o potencial gravitacional depende do modelo de distribuição de massa e forma adotado. Um dos mais conhecidos modelos consiste na divisão do asteroide em poliedros. Este modelo utiliza pontos na superfície do asteroide, obtidos a partir de imagens obtidas por sondas, telescópios ou radiotelescópios, para formar com o centro de massa os poliedros. Outra forma de modelar os asteroides é o modelo de mascons, que consiste em pontos massivos dispostos de forma a simular o formato do corpo.

Neste trabalho o objetivo é aplicar o modelo de mascons ao asteroide 4179 Toutatis com auxílio do modelo de poliedros para a disposição dos mascons. Ou seja será alocado um mascon no centroide de cada poliedro. Também serão comparados os dois modelos de forma a verificar o quanto o modelo de mascons se aproxima do modelo de poliedros.

O objetivo de se aprimorar o modelo de mascons se deve a sua simplicidade e seu baixo custo computacional em relação ao outro modelo. Pretende-se, quando o modelo estiver já bem testado, utilizar o modelo para o desenvolvimento de programas que envolvam a necessidade do potencial ou da força gravitacional.

# SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NA PRESENÇA DE TORQUES EXTERNOS

G. Borderes Motta<sup>1</sup>, M.C. Zanardi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

<sup>2</sup> UFABC, Brasil.

O objetivo deste trabalho é avaliar analiticamente a influência dos torques externos na rotação de um satélite estabilizado por rotação. Foram considerados o torque de pressão de radiação solar, torque de gradiente de gravidade, torque aerodinâmico, torque devido às correntes de Foucault e o torque magnético residual. As componentes destes torques foram utilizadas nas equações do movimento para satélites estabilizados por rotação, que descrevem o comportamento temporal da velocidade de rotação e dos ângulos que localizam o eixo de rotação (ascensão reta e declinação).

Para a obtenção de soluções analíticas, foi necessário calcular os componentes médios do torque, integrados para um período orbital, de forma a serem considerados constantes nas equações do movimento. Assim a solução proposta é válida para apenas um período orbital. A solução para a equação do movimento da velocidade de rotação, apresentou um comportamento exponencial. Sendo que o sinal da componente sobre o eixo de rotação do torque devido às correntes de Foucault define se é um decaimento ou um crescimento exponencial. Para a declinação do eixo de rotação a solução sugere que ocorre a deriva do eixo de rotação e a parte não secular apresenta a velocidade de rotação como argumento de um logaritmo podendo assim evitar propagação de possíveis erros da velocidade de rotação na declinação. E a solução para a ascensão reta sugere uma lenta precessão no eixo inercial e também apresenta a velocidade de rotação como argumento de um logaritmo.

A teoria foi aplicada para o primeiro satélite de coleta de dados brasileiro – SCD1, com dados de 40 dias fornecidos pelo CCS/INPE. Também foram feitas comparações entre os resultados e os dados fornecidos para validar a teoria.

# **BOBINA DE HELMHOLTZ DE TRÊS EIXOS APLICADA À CALIBRAÇÃO DE MAGNETÔMETROS**

**G. R. Germanovix<sup>1</sup>, F. Granziera Jr.<sup>1</sup>, M. C. Tosin<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup> Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade Estadual de Londrina  
Londrina, Paraná, Brasil.*

Este trabalho descreve o projeto e construção de uma bobina de Helmholtz de três eixos utilizada na geração de campo magnético uniforme visando a calibração de magnetômetros. Uma característica inerente à bobina de Helmholtz é que o campo produzido tende a ser uniforme próximo à região central delimitada por um certo volume. O formato e o tamanho deste volume estão intimamente relacionados ao modelo e as dimensões da bobina. Por meio do modelamento matemático do campo magnético baseado na lei de Biot-Savart, foi possível justificar as dimensões da bobina e calcular a corrente elétrica que produz intensidade de campo suficiente para a calibração. Desenhos CAD tridimensionais em detalhes foram desenvolvidos devido ao nível de precisão exigido no projeto. Os materiais das estruturas de sustentação da bobina bem como o de alguns acessórios imersos no campo foram cuidadosamente escolhidos, com o objetivo de mitigar possíveis distorções do campo magnético. Sendo assim, foram utilizados materiais paramagnéticos, tais como ligas de alumínio, PLA e ABS. O formato quadrado da bobina foi escolhido para facilitar a construção e a reprodutibilidade do projeto. Peças comerciais pré-fabricadas foram selecionadas para a estrutura principal. As peças mais complexas foram usinadas em alumínio 7075-T6. A bobina é alimentada por fontes de correntes DC controladas por um computador via interface USB/GPIB. O dimensionamento da bobina foi baseado nos requisitos mínimos para aplicação da mesma na experiência MEMS-SARA. Esta visa o desenvolvimento de um sistema embarcado de determinação de atitude baseado em sensores MEMS e em componentes eletrônicos comerciais (COTS). Além da calibração dos magnetômetros, a bobina de Helmholtz será utilizada para a simulação dinâmica do ambiente de vôo desta experiência. Neste processo o campo magnético local será cancelado para a geração do campo nas direções necessárias para tomada de dados e execução do algoritmo de estimação dos parâmetros de atitude.

## ANALISE DE MANOBRAS PRÓXIMAS POR UM CORPO CELESTE CONSIDERANDO O PROBLEMA DE 3 CORPOS.

G. M. Cruz<sup>1</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>2</sup>, J. K. S. Formiga<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Universidade Estadual Paulista- Julio de Mesquita – UNESP, Guaratinguetá -SP-

Brasil. [gabrielamartinscruz@hotmail.com](mailto:gabrielamartinscruz@hotmail.com)

<sup>2</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, Av. dos Astronautas 1758, SJC- SP-

Brasil. [jkennety@yahoo.com.br](mailto:jkennety@yahoo.com.br), [prado@dem.inpe.br](mailto:prado@dem.inpe.br)

O estudo do problema de três corpos foi originado da mecânica celeste no início de 1747. Formulado primeiramente por Issac Newton, o problema de N corpos não possui uma solução geral analítica, por isso, existem soluções particulares conhecidas para esse caso, como, por exemplo, as soluções de Lagrange. O caso particular mais simples e mais importante do problema de N corpos é o problema de três corpos. Trata-se de um sistema formado por três partículas no espaço que se movem sob mútua atração gravitacional sob determinadas condições iniciais. Baseado no modelo matemático definido por Prado (2001) o sistema de equações que descreve o problema dos três corpos é composto por dez integrais de movimento que se aplicam a esse sistema, o qual será definido como sendo o corpo central de massa semelhante ao Sol ( $M_1$ ), um planeta secundário de massa semelhante a Júpiter ( $M_2$ ) e o terceiro corpo que terá sua massa ( $M_3$ ) onde  $M_1 \gg M_2$ ,  $M_2 \geq M_3$  e  $M_{lua} < M_3 < M_{Júpiter}$ . O objetivo desse trabalho é analisar as características das manobras após realizar passagens próximas ao corpo secundário ( $M_2$ ) dentro do problema geral de três corpos. Com as manobras de swing-by, a intenção é encontrar a variação da energia através dos valores do semi-eixo maior ( $a$ ) e da excentricidade ( $e$ ) antes e depois de cada manobra realizada.

Prado, A. F. B. A., 2001, "Trajetórias Espaciais e Manobras Assistidas por Gravidade". São José dos Campos, INPE.

## MANOBRAS NÃO KEPLERIANAS ASSISTIDAS POR GRAVIDADE

Geraldo Magela C. Oliveira<sup>1,2</sup>, Diogo M. Sanchez<sup>2</sup> e Antonio F. B. A. Prado<sup>2</sup>

<sup>1</sup> CEFET-MG, Brasil.

<sup>2</sup> INPE, Brasil.

No presente trabalho, a manobra assistida por gravidade é definida e explicada em termos do modelo dado pelas cônicas conjugadas. Existem muitas aplicações dessa técnica em astronáutica, e um bom exemplo de missão bem sucedida que utilizou esse conceito foi a missão Voyager, que visitou os planetas exteriores do sistema solar com o uso dessa técnica, aplicada nos sucessivos planetas visitados, onde ganhou energia.

O presente trabalho fará uma nova derivação das equações de movimento desse problema, aonde a órbita em torno do corpo utilizado na passagem próxima não é kepleriana. Situações assim ocorrem quando o corpo não é uma esfera perfeita ou alguma outra perturbação atua no sistema, tais como arrasto atmosférico, pressão de radiação, etc.

Em uma modelagem desse tipo, é assumido que podemos supor que a missão será dividida em três etapas. Considera-se também que o sistema formado por três corpos:  $M_1$ , um corpo massivo no centro do sistema cartesiano;  $M_2$ , um corpo menor em uma órbita kepleriana em torno de  $M_1$ ; e  $M_3$ , uma nave espacial que está viajando em uma órbita em torno de  $M_1$  quando faz uma passagem próxima por  $M_2$ . Essa passagem altera a órbita de  $M_3$ . De acordo com estas hipóteses, as órbitas de  $M_1$  e  $M_2$  não se alteram. Para o movimento do veículo espacial, o modelo de dois corpos é utilizado na fase inicial, para o sistema veículo espacial-corpo central. Na segunda etapa é assumido que o veículo passa pelo corpo secundário em uma trajetória aberta, mas que existe uma variação de excentricidade e semi-eixo maior durante a passagem, causada pelo achatamento do segundo corpo. Na terceira etapa é novamente assumido um sistema de dois corpos veículo espacial-corpo principal.

Com base nessas hipóteses, é possível obter as equações do movimento do veículo espacial devido a essa passagem próxima, levando-se em conta a perturbação devida a um achatamento do corpo secundário. Outras perturbações podem ser facilmente incluídas. Simulações numéricas serão efetuadas para verificar a precisão das equações obtidas para diversas situações.

### REFERÊNCIAS

Broucke, R.A. The Celestial Mechanics of Gravity Assist. AIAA paper 88-4220. In: AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Minneapolis, MN, 15-17 Aug. 1988.

Prado, A.F.B.A. Close-Approach Trajectories in the Elliptic Restricted Problem. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 20, no 4, pp. 797-802, 1997.

Prado, A.F.B.A. Trajetórias Espaciais e Manobras Assistidas por Gravidade. São José dos Campos, INPE, pp. 75-113, 2001.



## ESTABILIDADE EM UM PROBLEMA RESTRITO DOS OITO CORPOS

Cabral, Hildeberto Eulalio<sup>1</sup>, Araujo, Gerson Cruz<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Federal de Pernambuco, Brasil.*

<sup>2</sup> *Departamento de Matemática.*

Estudamos um caso específico do problema restrito dos oito corpos conhecido como problema restrito dos 6 + 2 corpos. A configuração de equilíbrio relativo de 6+1 corpos, consiste em uma massa central unitária circundada por um anel de seis partículas de mesma massa  $\mu$  nos vértices de um hexágono regular, girando a uma velocidade angular específica. No artigo de D.J.Sheeres and N.X.Vinh: "The Restricted p+2 Body Problem", prova-se que existem cinco pontos de equilíbrio, dentre os quais um, denotado por E3, é linearmente

estável para valores de  $\mu < \mu_{E3} = \frac{0.572}{6^3}$ .

Em nosso projeto estudamos a questão da estabilidade não-linear deste equilíbrio, para valores pequenos de  $\mu$ , no caso de rotação uniforme do hexágono.

Outro objetivo nosso é estudar a estabilidade paramétrica do equilíbrio, no caso das partículas nos vértices do hexágono descreverem órbitas elípticas de pequena excentricidade  $\epsilon$  tendo a massa unitária em seu foco comum. O sistema Hamiltoniano correspondente é  $2\pi$ -periódico quando tomamos a anomalia verdadeira como o novo tempo.

Já mostramos que, fora de um valor  $\mu^*$  no intervalo de estabilidade linear do problema circular, o sistema linear é parametricamente estável. Estamos estudando o sistema na vizinhança do extremo esquerdo do intervalo de estabilidade linear e na vizinhança do ponto onde falha o Teorema de Krein-Gelfand-Lidskii. O nosso objetivo é construir as curvas que emanam destes pontos e que separam as regiões de estabilidade/instabilidade do sistema linear para valores pequenos de  $\epsilon$ . Para isto utilizamos métodos descritos no livro "Linear Hamiltonian Systems and some applications to the problem of stability of motion of satellites relative to the center of mass" de A.P. Markeev.

# INSTABILITY AND BIFURCATION IN A PROBLEM OF THE $N+1$ BODY

Gersonilo Oliveira da Silva<sup>1</sup>

*UAG, UFRPE, Brazil<sup>1</sup>*

Our main objective is the analysis of polygonal configuration with equal masses placed at the vertices of the polygon and a massless one of the axes of symmetry. We make the presentation of results and concepts that underlie our perspective the light of celestial mechanics, central configurations in sharply. Here we present the Newton's equations for the movement, we transfer these to the Hamiltonian formalism, and lays out some results which show not only particular but also the nature of these systems, which justifies its use in treating the equations of motion. We discuss briefly the characterization of particular solutions, called central configurations, which make up the scope of our work. Which would present a possible timeline for development of the mathematical analysis of polygonal configurations and study their stability, adjusting exposure to the focus of this work. We describe the use of Perron-Frobenius operator of  $l$ -adic, for representation of complex functions, which we used for our analysis. We make too a mathematical deduction of the equations of the problem of  $n + 1$  bodies, in the case where  $n$  bodies, called primary masses are arranged at the vertices of a regular polygon. There we also present the structure of the stability analysis of a restricted problem. And we present the results about the instability of the configuration of the problem stemmed restricted to the first axis of symmetry [ $\theta = 0$ ] and the second axis [ $\theta = \pi/n$ ], constrained to the values of  $r$  and  $n$ . Showed a complete proof of a result of existence and unique-ness for the equilibrium position of the problem restricted to the first axis of symmetry [ $\theta = 0$ ] and the bifurcation analysis for this axis. We address an analysis of the bifurcations for the second axis [ $\theta = \pi/n$ ], getting some facts.

Keywords: Central Configurations, Stability, Bifurcation.

## MODERN METHODS OF ORBIT DETERMINATION FOR ASTEROIDS

**Giovanni Federico Gronchi**

*Department of Mathematics  
University of Pisa  
Itália*

With the improvement of the observational techniques in asteroid surveys, the number of moving objects detected in each night has increased a lot. With this huge amount of data the problem arises to join together sets of observations taken in different nights as belonging to the same observed object (identification problem). The determination of preliminary orbits is a fundamental step to compute a least squares solution through the differential corrections algorithm. With the modern data we need new efficient methods to compute preliminary orbits, in addition to the classical ones by Gauss and Laplace. These new methods should be modeled for the available data and should also take into account the computational complexity of the overall procedure. In this talk we review some of the algorithms proposed in the last years to deal with these problems, and we show applications to the computation of asteroid orbits belonging to different classes (e.g. NEA, MB).

## CAPTURA GRAVITACIONAL TEMPORÁRIA EM SISTEMAS COM ELEVADO ACHATAMENTO

G.A. Siqueli<sup>1</sup>, C.R.H. Solórzano<sup>2</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Universidade Federal do ABC, Brasil.*

Captura gravitacional temporária é um fenômeno físico responsável pela inserção de corpos celestes ou satélites, inicialmente em órbitas com energia positiva, em órbitas com energia negativa, sem o uso de um sistema de propulsão. A captura depende de vários parâmetros, como a relação de massas dos primários, a esfera de influência, o ângulo que o corpo faz ao cruzar esta esfera de influência e o achatamento dos corpos celestes envolvidos. O achatamento de um planeta pode gerar acelerações no corpo no espaço tridimensional de forma a modificar a dinâmica do movimento e até retirar o corpo de seu plano orbital. Este trabalho apresenta resultados da influência do achatamento no processo de captura gravitacional temporária, analisado através do problema circular restrito dos três corpos. São apresentadas as regiões em que o movimento é possível, as órbitas de menor energia que possibilitam o processo de captura e a relação entre o achatamento de um primário e o tempo total de captura.

## **CONTROLE DE UM PAINEL SOLAR RÍGIDO-FLEXÍVEL COM SENSORES/ATUADORES NÃO CO-ALOCADOS**

**G.A. Siqueli<sup>1</sup>, L.C.G. Souza<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup> Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

O controle de atitude de satélites artificiais com painéis solares apresenta grandes desafios na engenharia aeroespacial, uma vez que o sistema é considerado uma estrutura rígido-flexível e a presença de muitos modos flexíveis impõe restrições sobre o controle. Outro problema inerente à dinâmica do sistema são os sensores e atuadores não serem co-allocados, em outras palavras, a distância considerável entre estes componentes que faz com que a informação detectada pelos sensores não seja completamente compatível com os atuadores, modificando a dinâmica do controlador. Estruturas não co-allocadas podem apresentar zeros no semi-plano complexo direito, compondo então um sistema de fase não-mínima. Este trabalho realiza a modelagem de uma estrutura rígido-flexível simples, considerando o corpo central rígido e um painel flexível, através do formalismo de Lagrange. Sendo o sistema descrito em variáveis de estado é investigado o comportamento dinâmico de uma viga em função da posição do sensor conforme este se move ao longo da estrutura e são encontradas posições em que os zeros passam a figurar no semi-plano complexo direito. Finalmente são testadas técnicas de controle clássico e moderno que tem como objetivo controlar o sistema considerando dois problemas, sendo a dinâmica lenta correspondente ao controle de atitude e dinâmica rápida correspondente à estrutura flexível, na região em que o sistema é de fase não-mínima.

## ESTUDO DE TNO'S ATRAVÉS DE OCULTAÇÕES ESTELARES

G. Benedetti-Rossi<sup>1,3</sup>, B. Sicardy<sup>2</sup>, F. Braga-Ribas<sup>3</sup>, R. Vieira-Martins<sup>3</sup>, J. I. B. Camargo<sup>3</sup>, M. Assafin<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *LESIA – Observatoire de Paris, França.*

<sup>2</sup> *LESIA, Observatoire de Paris, CNRS UMR 8190, Université Pierre et Marie Curie, Université Paris-Diderot, França.*

<sup>3</sup> *Observatório Nacional – ON/MCTI, Brasil.*

<sup>4</sup> *Observatório do Valongo – OV/UFRJ, Brasil.*

Os parâmetros físicos de Objetos Trans-Netunianos (TNOs) tais como tamanho, forma, densidade, presença de anéis e atmosfera, fornecem informações importantes para sua formação e evolução. Localizados a mais de 30 Unidades Astronômicas (UA) do Sol, estes objetos recebem apenas uma pequena quantidade de radiação solar e possuem baixa taxa de colisões mútuas e, por isso, podem ser considerados como remanescentes do Sistema Solar exterior. Além disso, informações sobre os TNOs são de grande relevância quando se tenta estabelecer um cenário de formação mais geral para os sistemas planetários recentemente descobertos.

O problema é que tais corpos possuem um diâmetro menor que 2300 km (Eris, um dos maiores tem 2326 km) e, quando vistos da Terra, eles subtendem ângulos menores que 50 milissegundos de arco, fato que, com os atuais sistemas de imageamento, faz com que seja extremamente difícil resolver tais objetos. Um método para obter informações precisas sobre os TNOs é a técnica de ocultações estelares. Tamanhos da ordem de quilômetros e pressões atmosféricas da ordem de nanobar podem ser alcançadas com tal método. Forma, albedo, densidade e outros parâmetros físicos também podem ser derivados a partir desta técnica.

Desde 2010, temos observado ocultações estelares de diversos TNOs (alguns exemplos são Varuna em 2010, 2013 e 2014; Eris em 2010 e 2013; 2003 AZ84 em 2010, 2011 e 2013; Makemake em 2011; Quaoar em 2011, duas em 2012 e outra em 2013; e Sedna em 2013) além de outras ocultações do sistema de Plutão e de alguns Centauros. Também previmos eventos futuros para 2014 e 2015 para mais de 49 TNOs e Centauros. Neste trabalho, apresentamos novos resultados obtidos de recentes ocultações estelares por TNOs.

## **ESTUDO DO EFEITO DA FORÇA ELETROMAGNÉTICA EM PEQUENAS PARTÍCULAS DE ANÉIS PLANETÁRIOS**

**G. Madeira<sup>1</sup>, S.M. Giuliatti Winter<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup> Universidade Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Brasil*

Ao interagir com o plasma confinado nas redondezas de um planeta, partículas de anéis planetários adquirem carga, passando a sofrer a influência do campo magnético do planeta por meio da Força de Lorentz. Neste trabalho, foi estudado como ocorre essa influência para partículas da ordem de micrometros localizadas no anel G de Saturno.

Para tal estudo, foi determinado o campo magnético sobre o grão por meio de uma expansão para o potencial magnético, como realizado em Hamilton (1993), o que permitiu calcular a Força de Lorentz que, aplicada às Equações de Gauss, resultou em funções para a variação temporal dos elementos orbitais.

Tais equações foram integradas numericamente, levando a concluir que a Força de Lorentz como uma força isolada, não gera perturbações significativas nas órbitas destes grãos. Desta forma, foram adicionadas as perturbações causadas pelo achatamento planetário e a pressão de radiação solar, permitindo fazer um estudo completo das forças perturbativas no sistema.

Como resultados foi obtido que as três perturbações em conjunto geram variações periódicas nos elementos orbitais. Para os ângulos do argumento do pericentro e da variação do nó ascendente, obteve-se que durante uma metade do período de Saturno, estes oscilam em torno de  $90^\circ$ , e na outra, em torno de  $-90^\circ$ . Excentricidade, inclinação e ângulo solar possuem seu período de oscilação dependentes do potencial elétrico e raio do grão, sendo que a amplitude de oscilação da excentricidade e inclinação dependem do mesmo parâmetro. Resultados preliminares para o caso do anel G e do anel de Pallene serão apresentados. Os autores agradecem o apoio recebido pela Fapesp e CNPq.

## ESTUDO SOBRE MANOBRAS ORBITAIS COM MUDANÇA DE PLANO

G.D. Bento , C.C. Celestino

*Universidade Federal do ABC, UFABC, Santo André, SP, Brasil –*

*gbento@aluno.ufabc.edu.br*

*claudia.celeste@ufabc.edu.br*

Muitas vezes, um veículo não é colocado na órbita para a qual ele foi projetado ou ainda, após um satélite ser colocado em órbita, manobras de correção ou de transferência podem ser realizadas a fim de controlar seu movimento orbital e a sua atitude. Isso é necessário devido às perturbações que os veículos espaciais sofrem, podendo alterar as condições desejadas em sua missão. Assim, este trabalho visou estudar o problema relacionado às manobras de transferência de órbita, baseando-se em levantamento bibliográfico das transferências de Hohmann, bi-elíptica tri-impulsiva e mudança de plano encontrado na literatura. Após essa etapa, adaptação e criação de rotinas em linguagem FORTRAN foram feitas para as obtenções das simulações numéricas. Os resultados mostram a confirmação de conclusões apresentadas na literatura e algumas avaliações feitas numericamente da melhor manobra para determinadas situações em relação a impulso, massa e tempo.

Esse trabalho foi realizado com foque em manobras orbitais com mudança de plano. Em relação a esse tipo de transferência orbital, foi possível demonstrar que para manobras entre órbitas de baixa altitude para mais alta, mantendo-se fixa a inclinação, é mais econômico realizar a mudança de plano no perigeu, do que no apogeu. E para transferências entre órbitas de alta altitude para mais baixa, é melhor realizar a mudança de plano no apogeu, do que no perigeu. Além disso, mantendo a inclinação da mudança de plano e a altitude da órbita inicial fixas, quanto maior for a altitude da órbita final, sempre será mais econômica a transferência que realiza primeiramente a mudança de plano no apogeu seguida do impulso de Hohmann no perigeu. Porém, foi demonstrado que, para determinadas manobras combinadas com mudança de plano, nem sempre será melhor realizar a mudança de plano no apogeu. Para certos valores de semieixos maiores e excentricidades das órbitas iniciais e finais, irão existir um valor de inclinação limite no qual a manobra que realiza a mudança de plano no perigeu se torna mais econômica.

Os resultados apresentados nesse trabalho serão úteis para projetos preliminares de missões de satélites, de modo a prever a transferência de órbita mais eficiente e econômica para a colocação do satélite em órbita nominal ou para pequenas manobras de órbita.



## STUDY OF HILDAS UNDER THE JUMPING-JUPITER LIKE SCENARIO

H.S. Gaspar, O.C. Winter, E. Vieira Neto

*FEG – UNESP, Brasil*

The Hilda “family” of asteroids of the main belt is a remarkable fossil of the past evolution of the Solar System. Jovian populations of small bodies as the Trojans and the irregular satellites own objects with similar spectrum as that observed for Hildas. In a previous study we found that a damped smooth migration of Jupiter may provide an explanation to the Hildas and Himalias correlation. As Jupiter's orbit shrinks, the locus of the 3:2 mean motion resonance sweeps the primordial population of the asteroid belt trapping a fraction of objects and scattering another one. Furthermore, some of the scattered objects are temporarily captured by Jupiter into orbits very near to the stability edge. These close encounters provide suitable conditions of actual captures via binary dissociation. Here we study the noisy migration scenario of Jupiter in order to evaluate their effects in comparison to the mentioned scenario.

# PARAMETRIC RESONANCE OF HAMILTONIAN SYSTEMS IN THE PLANAR CASE

Hildeberto E. Cabral and Daniel C. Offin

*UFPE – Depto Matemática*

The question of stability and instability for time dependent linear hamiltonian systems has a long history, with the related notions of parametric stability or parametric resonance used in many applications throughout science and engineering. We consider the question of constructing in the parameter space the curves that separate regions of stability and instability for the case of planar time dependent Hamiltonian systems which contain besides the small parameter a second parameter. Our approach is based in the existence of invariant isotropic spaces for the construction of these curves and avoid the computation of normal forms.

## TIDAL EVOLUTION OF A CORE-SHELL SATELLITE

Hugo Folonier<sup>1</sup> and Sylvio Ferraz-Mello<sup>1</sup>

<sup>1</sup> IAG, USP, Brasil.

In this work, we extend the Darwin theory presented in Ferraz-Mello et al. (2008) and the creep tide theory (Ferraz-Mello, 2013), to the case of one extended body formed by an inner core and outer shell. The only hypothesis done about the shell is that it is a thick layer around a core. It may be a thick ice crust enveloping a core with possibly melted lower levels of same density. The core is the solid inner part. As in the case of Titan, for instance, it may be formed by a true metallic core and a silicate mantle. The usual core-mantle denomination is not used to avoid ambiguities since the mantle is being considered as part of the inner part here called core.

The main point is that the body is formed by two independent rotating parts, that friction occurs at the interface of them and that tides are assumed to be raised on both parts. We consider the torques raised by the gravitational coupling of the shell and the core (Van Hoolst et al. 2008; Karatekin et al. 2008) and the influence of the atmosphere on the crust. The seasonal variation in the mean and zonal wind speed and direction in Titan's lower troposphere causes the exchange of a substantial amount of angular momentum between the surface and the atmosphere (Tokano and Neubauer, 2005; Richard et al. 2014).

# CAPTURE PROBABILITY IN THE 3:1 MEAN MOTION RESONANCE WITH JUPITER

H. Folonier<sup>1</sup>, F. Roig<sup>2</sup>, C. Beaugé<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *IAG, USP, Brasi.*

<sup>2</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

<sup>3</sup> *Observatorio Astronômico Córdoba, UNC, Argentina.*

The 3:1 resonance with Jupiter, located at 2.5 AU, is associated with one of the most important Kirkwood gap in the Main Asteroid Belt, being the natural boundary between the inner and middle parts of the Main Belt. Roig et al. (2008) show that some low eccentricity orbits of the inner belt can be temporarily captured by the resonance under the action of the Yarkovsky effect, and subsequently ejected for the middle belt.

In this work (see also Folonier et al. 2014), we analyze the probability of capture in the 3:1 resonance of fictitious orbits, initially with  $a < 2.5$  UA and  $0 < e < 0.4$ . We study three different models of the average planar restricted three-body problem of increasing complexity: (i) the circular problem ( $e_{\text{Jup}} = 0$ ); (ii) the elliptic problem ( $e_{\text{Jup}} \neq 0$ ); and (iii) the secular problem, which are considered the secular variations of the orbit of Jupiter ( $e_{\text{Jup}} = e(t)$ ). The evolution of the orbit was simulated numerically using a first order symplectic mapping (eg Hadjidemetriou 1991), modified to include a term of the migration simulating the Yarkovsky effect.

For each model and for different migration rates, we estimated numerically the probability of capture in resonance and we compared the results with those predicted by the theory of Adiabatic Invariants (Henrard 1982) and with the results of Gomes (1995) and Quillen (2006) for the non-adiabatic case. We found that at very fast migration rates, most of the asteroids cross the resonance, while the few that are captured have initial eccentricities within a given range or *window*. As the migration rate slows down, this window shifts to smaller eccentricities and becomes narrower, while new, even narrower, windows start to appear at higher eccentricities. At very slow migration rates, the shift of the windows to smaller eccentricities produces an accumulation of them, and their mutual overlap generates a region of very low  $e$  where the capture probability is 100%, in agreement with the theoretical predictions for the adiabatic regime.

## CADEIAS MÚLTIPLAS DE ILHAS NA INTERAÇÃO ONDA PARTÍCULA

M. C. de Sousa<sup>1</sup>, I. L. Caldas<sup>1</sup>, A. M. Ozorio de Almeida<sup>2</sup>, F. B. Rizzato<sup>3</sup>, R. Pakter<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*Instituto de Física, Universidade de São Paulo, Brasil*

<sup>2</sup>*Centro Brasileiro de Pesquisas Físicas, Brasil*

<sup>3</sup>*Instituto de Física, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil*

Pelo teorema de Poincaré-Birkhoff sabemos que uma ressonância  $(r, s)$  pode apresentar  $mr$  ilhas no espaço de fase [1-3], sendo  $m$  o número de cadeias e  $r$  o número de ilhas em cada cadeia. Embora o teorema não preveja o valor de  $m$ , é comum exemplos de sistemas Hamiltonianos com  $m = 1$ , ou seja, apenas uma cadeia de ilhas. Neste trabalho, apresentamos um exemplo de um sistema Hamiltoniano, twist e quase integrável, com muitas ressonâncias e valores de  $m$  que variam com os parâmetros de controle [4, 5]. Nós analisamos a dinâmica desse sistema formado por uma partícula relativística em um campo magnético uniforme, perturbada por uma onda eletrostática estacionária impulsiva. O mapa de Poincaré desse sistema contém cadeias de ilhas múltiplas. Nós expandimos a perturbação em uma série de Fourier-Bessel com infinitas ressonâncias. Diferentes ressonâncias, com a mesma helicidade, criam diferentes cadeias de ilhas na mesma superfície racional, sendo que o número de ilhas nessa superfície varia com os parâmetros de controle. Para diferentes valores do número de onda e da frequência da onda perturbadora, representamos o número de cadeias de ilhas numa superfície racional no espaço de parâmetros.

- [1] A. J. Lichtenberg and M. A. Leiberman, *Regular and chaotic dynamics* (2nd ed., Springer, New York, 1992)
- [2] A. M. Ozorio de Almeida, *Hamiltonian systems: Chaos and quantization* (Cambridge University Press, Cambridge, 1988).
- [3] M. V. Berry, *AIP Conf. Proc.* **46**, 16 (1978)
- [4] M. C. de Sousa, I. L. Caldas, F. B. Rizzato, R. Pakter and F. M. Steffens, *Phys. Rev. E* **86**, 016217 (2012).
- [5] M. C. de Sousa, I. L. Caldas, A. M. Ozorio de Almeida, F. B. Rizzato, R. Pakter. *Phys. Rev. E* **88**, 064901 (2013).

## THE STATE-OF-THE-ART IN SPACE ROBOTS

I.M. da Fonseca<sup>1</sup> and P. Bainum<sup>2</sup>.

*Aeronautics and Mechanics Engineering, Dpt. Mechatronics, ITA, Brazil*

*Space Mechanics and Control Division, INPE, Brazil*

<sup>2</sup> *Howard University, Washington D.C.*

The space environment is not appropriate for humans due a series of factors. The environment is characterized by vacuum, extreme temperatures, lethal radiations, microgravity environment, and involves high life risks for any extra vehicular activities (EVA). These problems were known in the beginning of the space era. Spacecraft robots as Mariner, Ranger, Surveyor, and Lunakhod illustrate the robotics application in the beginning of the space exploration. In the early days of the space era the man was sent on orbit and this experience culminated with the humans' landing on the Moon. Lessons have been learned and problems for human long staying in space have been confirmed. The problems to survive for long period on orbit, on the Moon and other planet's surface environment have required new solutions and the space robots appear as the best solution for the space exploration. Robotics enables current missions on planetary surfaces, on orbit and in deep space. Nowadays robotics is essential in all conceptions of future exploration and operation. It is worth to note that even known operations such rendezvous and docking are currently object of automation via teleoperation and robotic applications. The concept of space robotics applications involves spacecrafts capable of operating on orbit and in the deep space. This paper focuses on the state-of-art in this area. The access of the current technological space robotics matter is vital for space missions and contributes to guide technology development. This paper focuses on the state-of-art in this area. The main characteristics of the current and future space robots are associated with the following activities to be implemented on space, on the surface of the Moon and other celestial bodies: assembling, inspection, maintenance, EVA, surface mobility, instrument deployment on surface of other celestial body and sample collecting for manipulation, and science planning and perception. These activities are classified in two categories, robot for in-space operations and robot for planetary surface operations. The paper addresses discussion on the economic implications of automated versus manned operations, human-machine interface, ground experiments issues related to space teleoperation, techniques for collision prevention, vision-based manipulation, and issues on dynamics and control of satellite-mounted robots.

## RESONANT ORBITAL MOTIONS: CBERS SATELLITES AND SPACE DEBRIS

J. C. Sampaio<sup>1</sup>, R. Vilhena de Moraes<sup>1</sup>, S. S. Fernandes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> UNIFESP- Univ Federal de São Paulo, São José dos Campos, Brazil.

<sup>2</sup> ITA- Inst Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brazil.

The objects orbiting the Earth are classified, basically, in Low Earth Orbit (LEO), Medium Earth Orbit (MEO) and Geostationary Orbit (GEO). Most of the objects are found in LEO region because this region has a big quantity of space debris. Currently, the orbital motions of the cataloged objects can be analyzed using the 2-line element set of the NORAD (North American Defense). These data can be compared, for example, with the model of the orbit propagator situated in the artificial satellite. A similar study is done for the Brazilian satellite CBERS-1 in cooperation with China. In this case, orbital perturbations due to geopotential, atmospheric drag, solar radiation pressure, gravitational effects of the Sun and the Moon are considered in the numerical integration of the orbit and the results are compared with the TLE data.

In this work, resonant orbital motions of the CBERS (China-Brazil Earth Resource Satellite) satellites are studied using the TLE files of the NORAD. If the commensurability between the orbital motion of the object and the Planet is defined by the parameter  $\alpha$  and by the condition  $\alpha = (k+q)/m$ , one can say that the exact 14:1 resonance is defined by the condition  $\alpha = 1/14$ . Analyzing the motions of artificial satellites CBERS-1 and CBERS-2,

one can observe resonant angles in the neighborhood of the exact 14:1 resonance.

The results and discussions show the complexity, in the orbital dynamics of these objects, caused by the resonance effects. Figures show time behavior of the semi-major axis, eccentricity, resonant angles and resonant periods.

Energy's curves are observed in the  $(\omega; e)$  plane of the orbital motions of CBERS-1, CBERS-2 and CBERS-2B satellites indicating the presence of Kozai's resonance in their orbits. Where  $\omega$  is the argument of pericentre and  $e$  is the eccentricity.

## **ORBITAL MOTION OF THE ISS: OBSERVATION AND COLLISION AVOIDANCE**

**J. C. Sampaio<sup>1</sup>**, C. C. Celestino<sup>2</sup>, R. Vilhena de Moraes<sup>1</sup>, C. F. de Melo<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *UNIFESP, São José dos Campos, Brasil.*

<sup>2</sup> *UFABC, Santo Andre, Brasil*

The increasing number of objects orbiting the Earth justifies the attention and interest in the observation, spacecraft protection and collision avoidance. These studies involve different disturbances and resonances in the orbital motions of these objects. Considering approximately 10000 cataloged objects around the Earth, one can verify the distribution of the objects as: 7% of operational spacecraft, 22% of old spacecraft, 17% of rocket bodies, 41% of miscellaneous fragments and about 13% of mission-related objects. Most of the space debris are found in the LEO (Low Earth Orbit) region.

In this work, the orbital motions of space debris are studied in the neighborhood of the ISS - International Space Station. Resonant orbital motions are considered and real data from the 2-line element set of the NORAD (North American Defense) are used to compare with the analytical model. Figures show the time behavior of the orbital elements and the reentry of some space debris in the Planet. One can observe that the collision risk of space debris with the ISS is growing and solutions for the space debris mitigation are necessary.



## CHARACTERISTIC OF THE INCLINATION OF EXTRASOLAR PLANETS

J. P. S. Carvalho<sup>1</sup>, R. Vilhena de Moraes<sup>2</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>3</sup>, D. C. Mourão<sup>4</sup> and O. C. Winter<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *UFRB/CETENS, Brasil*

<sup>2</sup> *UNIFESP-ICT, Brasil.*

<sup>3</sup> *Division of Space Mechanics and Control, INPE, Brasil.*

<sup>4</sup> *UNESP/FEG, Brasil.*

An exoplanet or extrasolar planet is a planet that does not orbit the Sun and instead orbits a different star, stellar remnant, or brown dwarf. Have been discovered around 1800 exoplanets. The behavior the inclination of extrasolar planets has instigated various authors that currently have published in various journals on the topic. In general, the inclination grows a lot and can flip from prograde to retrograde trajectories when it is taken into account in the disturbing potential perturbations of higher order to consider the effect of the perturbation of the third body. This behavior of the inclination is different from that presented by the classical approach. The secular dynamics of hierarchical (if there is a clearly defined binary and a third body which stays separate from the binary) triple systems composed by a Sun-like central star and a Jupiter-like planet, which are under the gravitational influence of a further perturbing star (brown dwarf). In order to develop the long-period disturbing potential the double-averaged method is applied. We present an approach that takes into account up to the fifth-order in a small parameter to analyze the effect of this potential on the orbital elements of the extrasolar planet. To better understand the dynamics of these exoplanets an approach with respect to collisions of the extrasolar planet with the central star is shown. The main goal is to study the orbital evolution of the planet. Numerical simulations were also performed using the N-body simulations with the Mercury code to compare the results with the ones obtained by the analytical model. We showed that the planet collided with the central star in the moment of the first inversion for orbits with high inclinations in various cases examined. In general the collision occurs when the outer orbit is highly eccentric.

## DYNAMICS OF A SOLAR SAIL AROUND MERCURY

J. P. S. Carvalho<sup>1</sup>, E. Tresaco<sup>2</sup>, A. Elipe<sup>2</sup>, R. Vilhena de Moraes<sup>3</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *UFRB/CETENS, Brasil*

<sup>2</sup> *Centro Universitario de la Defensa de Zaragoza and Universidad de Zaragoza, Spain.*

<sup>3</sup> *UNIFESP-ICT, Brasil.*

<sup>4</sup> *Division of Space Mechanics and Control, INPE, Brasil.*

Solar sails are a type of propulsion that uses solar radiation pressure to generate acceleration. They are made of large mirrors, low mass, that gain momentum to the reflecting the photons, the quantum packets of energy of which light is composed. In theory, these photons will transfer its energy for the solar sails, causing the spacecraft moves. The use of propellantless propulsion systems like solar sails in the recent days has attracted the interest for scientific missions. The influence of the radiation pressure on the sail creates an additional force to the dynamics of the problem, and this force which must be taken into account since it may modify greatly the behavior of the orbits. This technology offers new challenging space science missions such as long term missions in the solar system and deep space exploration, alert of geomagnetic storms and space debris removal strategies. Next 2014-Nov, Nasa plans to launch Sunjammer sail to demonstrate a mission-capable solar sail of 1,200 m<sup>2</sup> into Earth's orbit. The aim of this work is the computation of frozen orbits for a solar sail orbiting Mercury. Frozen orbits are orbits whose orbital elements remain constant on average, actually frozen orbits are very interesting for scientific missions. The orbital dynamics of the solar sail is governed by the oblateness of the central body (Mercury) and the gravity field of the third body (Sun). Besides the J<sub>2</sub> and J<sub>3</sub> gravity terms of the central body and the third body perturbation, our average model also includes the eccentricity and inclination of the orbit of the third body, finally we must also take into account the solar acceleration pressure. In order to reduce degrees of freedom of the dynamical system and remove short-period terms, it is applied a double averaging technique. In this communication, we will see how the radiation pressure affects frozen orbits around a planet when the spacecraft is a solar sail, thus on the spacecraft the acting forces are the gravitational field of the planet, the gravitational perturbation due to the Sun (third body effect) and the radiation pressure on the sail.

## CONTINUOUS AND DISCRETE TIME CONTROL SYSTEMS WITH DELAY

**J. S. Pimentel<sup>1</sup>, G. F. C. S. Santos<sup>1</sup>, M. C. Ricci<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup> *Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF, Brasil.*

<sup>2</sup> *DMC, INPE, Brasil.*

The responses of many chemical process-control plants exhibit pure time delay because there is a finite time of transport of fluids or materials between the process and controls and/or the sensors. Also, we must often consider finite computation time in the digital controllers, and this is exactly the same as if the process had a pure time delay. In this work we consider computing the discrete transfer function of a continuous time system preceded by a ZOH (Zero Order Holder) with pure time delay. We also present the formulas for including a time delay in discrete space-state models from continuous ordinary differential equations of motion and also a time prediction up to one period which correspond the modified  $z$ -transform as defined by Jury.

# STUDY OF THE FLIGHT PATH OF A THREE STAGE ROCKET LAUNCHED FROM COLOMBIAN TERRITORY

J. O. Murcia<sup>1</sup>, J. G. Portilla<sup>2</sup>.

<sup>1</sup> *ETE/CMC Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório Astronômico Nacional, Universidade Nacional da Colômbia.*

It is analyzed the flight path trajectory of a possible rocket designed to fulfill requirements of Colombia for a near future development in space projects. The case of study is a three-stage solid propellant rocket with the capacity of carrying a small satellite (~200 kg) in Low Earth Orbit (LEO).

For that purpose, a computer code was written in FORTRAN. The code integrates six differential equations of motion in three degrees of freedom (3DOF). The equations include an atmospheric profile, a gravitational model including the  $J_2$  zonal harmonic, aerodynamic vehicle data and thrust profile without control. The rocket was optimized for a low mass ratio and specific impulse of 220 s, this later derived from propellants developed in the Colombian military industry.

It was simulated two possible trajectories: one for a satellite with  $i=45^\circ$  and the other one for polar sun-synchronous orbit for Earth observation and monitoring. The code includes the calculation of orbit injection parameters and subsequent evolution of the satellite's orbit.

Finally, the simulation included location of the impact zones of the two first stages. This, along with other aspects such as easiness in transportation, availability of resources, remoteness, etc., was determinant for the selection of a possible launch site.

## DYNAMICS AND ORIGIN OF THE EXOPLANETARY SYSTEM HD 45364

J. Correa-Otto<sup>1</sup>, T. Michtchenko<sup>1</sup>, C. Beaugé<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *IAG, USP, Brasil*

<sup>2</sup> *Observatorio Astronômico Córdoba, UNC, Argentina*

HD 45364 is the first discovered system with two massive planets evolving closely to the 3/2 mean-motion resonance (MMR). In this work we present a dynamical and cosmogonical study of the HD 45364 system. The main topics of our analysis are: i) the complete comprehension of the planetary evolution in the vicinity and inside the 3/2 MMR, and ii) the elaboration of a possible scenario of the formation for systems in the 3/2 MMR.

We develop a detailed analysis of the topology of the planar planetary 3/2 mean-motion resonance considering the planetary and star masses of the HD 45364 system. The phase space of the resonance and near-resonance regions is studied by means of surfaces of section and spectral analysis techniques. We found several possible regimes of motion; domains of transition between distinct regimes of motion are characterized by chaotic behaviour of the planets.

Finally, based on results of the detailed analysis of the phase space in the vicinity of the 3/2 MMR, we develop a new scenario for the formation of the HD45364 exoplanetary system. Our scenario includes an interaction between different planetary migration types, planet growth and gap formation in the protoplanetary disk. The outcomes of our simulations are able to very closely reproduce the best-fit solution obtained by Correia et al. (2009).

## EVALUATING THE ACCURACY OF THE PATCHED CONICS MODEL IN SWING-BY TRAJECTORIES

J. K. S. Formiga<sup>1,2</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*College of Technology -FATEC-SJC,SJC-SP-Brazil*

<sup>2</sup>*National Institute for Space Research –INPE,Brazil.*

Depending on the purpose of the mission, the trajectory of a spacecraft can be controlled by several natural physical forces and/or thrusters. In this research, we focus on missions that use the close approach maneuver to act in part of the trajectory. This technique is possible due to the larger distances between the attracting bodies in the Solar System, as well as the values of the ratios between the massive planets and the Sun. These methods use the gravitational attraction of a celestial body to modify the energy of a spacecraft to attain the desired mission. The idea of the present paper is to evaluate the accuracy of the "Patched-Conics" method when predicting the effects of this type of trajectory in systems with high value for the mass parameter. This analysis differs from previous works because it concentrates in systems where the secondary body has a strong influence in the system, and they are much more sensitive to "Patched-Conics" approximation. In the first part of the present paper, a study is performed to determine the differences in the variations of energy between the patched conics model and the restricted threebody problem, which is considered the corrected model, in maneuvers considering several systems: Earth-moon, Sun-Jupiter, Sun-Saturn and the triple system asteroid 2001SN263 (in this case considering the sub-systems Alpha-Gamma and Alpha-Beta, separately). The choice of this triple system for the present study is made due to the great importance of it for the Brazilian project ASTER, which is under study now and that involves several Brazilian Institution. It consists of a mission to send a spacecraft to the asteroid 2001SN263. The main objective is to verify regions to perform orbital maneuvers aimed at fuel economy, identifying the most effective among the studied models and the difference between them. The motivation for this study comes through the various papers presented in the literature using both models. In this study the Tisserand's method will also be used to validate all the results.

### References:

SUKHANOV, A. A.; Velho, H. F. C; Macau, E. E.; Winter, O. C. The Aster Project: Flight to a Near-Earth Asteroid. *Comic Research*, 2010, vol. 48, n. 5, pp443-450. DOI: 10.1134/S0010952510050114.

PRADO, A. F.B.A. Mapping orbits around the Asteroid 2001SN263. *Advances in Space Research*, v. 53, p. 877-889, 2014.

ARAÚJO, R. A. N.; WINTER, O. C.; PRADO, A. F. B. A.; SUKHANOV, A. Stability regions around the components of the triple system 2001SN263. *Montly Notices of the Royal Astronomical Soc.*, v. 423, n. 4, p. 3058-3073, July 2012. doi: <10.1111/j.1365-2966.2012.21101.x>.

# CÁLCULO DA ESPESSURA DO FILME E PERFIL DE PRESSÃO EM CONTATOS ALTAMENTE CARREGADOS SOB LUBRIFICAÇÃO ELASTOHIDRODINÂMICA

J. A. Batista Neto<sup>1</sup>, M. C. Ricci<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>DMC, INPE, Brasil.

A lubrificação elastohidrodinâmica é uma forma de lubrificação líquida, onde as deformações elásticas das superfícies lubrificadas são significativas em relação à espessura do fluido lubrificante. É usualmente associada a elementos de máquinas altamente carregados, como rolamentos e engrenagens. Em contatos concentrados, como é o caso, a determinação numérica da espessura do filme lubrificante e do perfil de pressão ao longo do contato não é uma tarefa fácil. Huppert e Hamrock, 1986, tiveram sucesso nessa determinação. Eles usaram uma malha geral para a determinação das deformações elásticas agindo no lubrificante, em um processo de lubrificação elastohidrodinâmica. A única forma de resolver o problema EHL sob altas cargas é calcular com precisão as deformações elásticas e o gradiente de pressão  $P/dX$ , especialmente na zona de entrada e nas imediações do pico de pressão, onde  $P/dX$  é elevada. Para o cálculo do gradiente de pressão é necessária uma malha de passo variável que possibilite diminuir o passo quando  $P/dX$  é elevada. Esta nova aproximação mostrou os efeitos da carga sobre a espessura de filme lubrificante, pressão vigente e pico de pressão e obteve sucesso com experimentos de até 4.8 GPa com baixo tempo de computação.

## Referências

Huppert, L. G., and Hamrock, B. J. (1986): Fast Approach for Calculating Film Thicknesses and Pressures in Elastohydrodynamically Lubricated Contacts at High Loads. *J. Tribol.*, vol. 108, 110. 3. pp. 411-420.

## MUDANÇA DA INCLINAÇÃO ORBITAL COM AUXÍLIO DE UM SWING-BY COM A LUA

J.B.S. Neto<sup>1</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>1</sup>, J.K.S. Formiga<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE – DMC, Brasil.

Nos dias de hoje os satélites são responsáveis por muitas atividades que afetam a vida das pessoas, da navegação de aviões até aparelhos de localização de veículos, assim como são responsáveis por levar internet banda larga nos pontos mais distantes da Terra, pela evolução nos sistemas de previsão do tempo e dos estudos das mudanças climáticas. Como é sabido, missões espaciais requerem projetos audaciosos e muitos recursos. Colocar um satélite em órbita e fazer sua manutenção requer gastos altíssimos, logo métodos que venham a diminuir os custos devem ser estudados sistematicamente em busca de soluções ótimas, para que cada missão atinja seu objetivo com gasto mínimo.

Portanto, sabendo da importância para o país em dominar a tecnologia e os métodos necessários para colocar um satélite em funcionamento com o menor custo possível, sem deixar de lado os objetivos da missão, este trabalho apresenta uma solução para o problema de atingir uma órbita desejada com menor consumo de combustível. Para isso foi estudada a possibilidade do uso de um *swing-by* com a Lua para modificar a inclinação orbital de um satélite (Torres e Prado, 2006).

A manobra de *swing-by* é muito aplicada em missões espaciais por não utilizar propulsão, e sua eficácia é comprovada nos inúmeros usos com sucesso. Exemplos de missões de sucesso são as missões Voyager 1 e 2, mostradas em Kohlhase e Penzo (1977). Outro projeto de muito destaque foi a missão Ulysses, detalhada em Wenzel et al (1992), na qual o *swing-by*, assim como no presente trabalho, foi utilizado para modificar a inclinação da sonda espacial e colocá-la em uma órbita quase polar.

KOHLHASE, C.E.; PENZO, P.A. Voyager Mission Description. Space Science Reviews, Vol. 21, N. 2, p.77-101, 1977.

TORRES, K. S.; PRADO, A. F. B. A. Changing inclination of earth satellites using the gravity of the moon. Mathematical problems in engineering. p.1-13. 2006.

WENZEL, K. P.; MARSDEN, R. G.; PAGE, D. E.; SMITH, E. J. The ULYSSES mission. Astronomy and astrophysics supplement. v. 92, n. 2, p.207-219. Jan. 1992.



## PERMANENT MAGNET HALL THRUSTERS DEVELOPMENT AND APPLICATIONS ON FUTURE BRAZILLIAN SPACE MISSIONS

Jose Leonardo Ferreira<sup>1</sup>, Alexandre Alves Martins<sup>3</sup>, Lais Souza, Artur C. B. S. Serra, Ernesto G. Costa, Herbert O. Coelho Jr.<sup>1</sup>, Adriane Schellin, Lui T.C.Habl<sup>1,2</sup>, Paolo Gessini<sup>1,2</sup> and Rodrigo Miranda<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Plasma Physics Laboratory of University of Brasilia, 70910-900 Brasilia-DF, Brazil.

<sup>2</sup>Aerospace Department, Faculty of Technology of UnB at Gama-DF, Brazil.

*Instituto Superior Técnico, Lisboa Portugal*

The Plasma Physics Laboratory of UnB has been developing a Permanent Magnet Hall Thruster (PHALL) for the UNIESPAÇO program, part of the Brazillian Space Activities Program (PNAE) since 2004. The PHALL project (see figures 1 and 2) consists on plasma source design, construction and characterization of plasma propulsion engines based on Hall current generated inside a cylindrical channel with an axial electric field produced by a ring anode and a radial magnetic field produced by permanent magnets. Electric propulsion is now a very successful method for primary and secondary propulsion systems. It is essential for deep space long duration solar system missions and for station keeping of geosynchronous satellites, where the thrusting system can be designed to be used on orbit maneuvering or on satellite attitude control in long term space missions.



Fig. 1- Vacuum test chamber and diagnostic systems for PHALL II

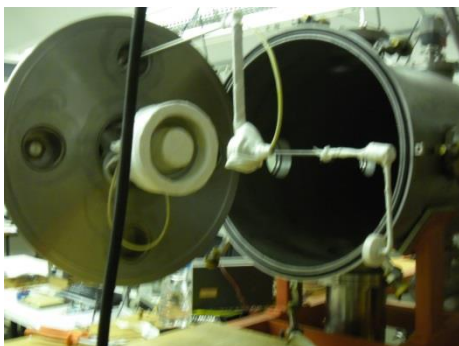


Fig. 2 – PHALL II assembled for plasma characteristics and thrust measurements.

One of the main advantages of PHALL thruster is the production of a steady state magnetic field by permanent magnets providing electron trapping and Hall current generation within a significant decrease on the electric energy supply. This advantage turns PHALL thruster into a specially good option when it comes to space usage for

longer and deep space missions, where solar panels and electric energy storage on batteries is a limiting factor. Two prototype models, PHALL I and II, were already developed and tested with different types of permanent magnets. This work describes the Hall plasma source construction and characteristics and the plasma diagnostics system used on BID, an Integrated Plasma Diagnostic System. This system contains Langmuir probes that are used for plasma density and temperature measurements. Faraday Cup, Ion probes and Spectrograph (Andor SR-750-B2, within 435nm to 700nm) line broadening measurements are used to measure ion temperature and transport from Hall current channel to the ejected plasma plume. In order to control argon fuel purity a mass spectrometer is also planned to be used. Thrust and Specific Impulse measurements will also be shown. Important to notice relevant plasma physics phenomena investigation that may significantly interfere on PHALL performance. It is the occurrence of instabilities that can occur inside and outside of the Hall current channel. In order to better understand the turbulence and plasma oscillations that occur during the thruster operation, we propose and test a wide frequency range instability detection system based on a RF detection probe connected to a Spectrum Analyser (Agilent CSA 100 kHz-6 GHz). Instabilities on PHALL discharge current is monitored using a real time data acquisition system, based on a PCI-DAS 1602/12 board containing 16 analogic inputs, 24 digital channels operating within a 330 kHz sampling rate.

In order to prepare PHALL for near future Brazilian space missions, several developments have been made. They include PHALL lifetime test system assembly in a vacuum system with bigger volume and pumping speed capability. A direct thrust and specific impulse measurement instrumentation system is being planned for space qualification of PHALL II.

[1] Moraes B.S., Ferreira J. L., Mourão D.C., Winter O. C. and Ferreira I.S. Journal of Physics Conferences Series, vol.1, pp.223-254, 2011.

[2] Ferreira J.L., Ferreira I.S., Moraes B.S., Santos J.C., Miranda R., Gessini P., Possa G. and Habl L.T.C. Proc. of The 33<sup>rd</sup> International Electric Propulsion Conference IEPC 2013, pg.418, 2013. Washington D.C. USA.

## TNO EPHEMERIS FOR PREDICTION OF STELLAR OCCULTATIONS

J. Desmars<sup>1</sup>, F. Braga-Ribas<sup>1</sup>, J.I.B. Camargo<sup>1</sup>, R. Vieira Martins<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional – MCTI, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório do Valongo – UFRJ, Brasil.*

The prediction of stellar occultations by Trans Neptunian Objects requires both accurate

astrometry and accurate ephemeris. Due to not perfect astrometric observations, the ephemeris starts to diverge from the real position and becomes less accurate after the last observation used for orbit determination. The first approach for prediction of occultations is to use ephemeris from Jet Propulsion Laboratory and a constant offset estimating the difference between real position and ephemeris. Unfortunately, this difference remains constant only during a short period of time, so predictions made several months before the occultations are not very accurate, and the refinement of the offset few days before the occultation is mandatory.

In order to improve the prediction of occultations and to refine the orbit determination, we have developed NIMA (Numerical Integration of the Motion of an Asteroid), a program for orbit determination and asteroid's ephemeris. The orbit determination is performed by a Levenberg-Marquardt algorithm by iterative corrections of the orbital elements.

The main improvement for orbit determination comes from a specific weighting scheme we developed. Each observation has a weight taking into account its estimated uncertainty, depending on the observatory and the stellar catalogue used for the astrometric reduction, and a possible systematic error due to the stellar catalogue.

The advantages of NIMA compared to JPL ephemeris are: i) use not only MPC observations but also unpublished observations; ii) have the control of the weighting process; iii) have an estimation of the ephemeris uncertainty. We present recent observed stellar occultations, where NIMA ephemeris successfully predicted the shadow track. Finally, past positive occultations can also provide accurate astrometric positions of the TNO. We quantify the improvement in the orbit determination and in future predictions of occultations by using these astrometric positions.

## SEARCHING LESS PERTURBED ELLIPTICAL ORBITS AROUND EUROPA

J. Cardoso dos Santos<sup>1</sup>, J. P. S. Carvalho<sup>2</sup>, R. Vilhena de Moraes<sup>3</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Universidade Estadual Paulista, FEG-UNESP, Brazil

<sup>2</sup> Universidade Federal do Recôncavo Baiano, UFRB, Brazil

<sup>3</sup> Universidade Federal de São Paulo, ICT-UNIFESP, Brazil

<sup>4</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, Brazil

Space missions intending to visit Europa, one of the famous Galilean's moons of Jupiter, are between the most important topics in space activities today. There is an increasing interest among scientific community concerning to send spacecrafts to be inserted into Europa's orbit having goals like map its surface and gravitational field. Since the quality of the observations until the orbital maneuvers, the required aspects for the success of the mission will depend on the choose of the orbits and several considerations have to be made for these missions. The present work searches for less perturbed elliptical orbits around Europa. The development of the study is made based on the total effects of the perturbing forces over the time, evaluated by the integral of those forces over the time. The value of this integral depends on the dynamical model of these perturbing forces and on the orbit of the spacecraft. Jupiter's third-body perturbation and the  $J_2$ ,  $J_3$  and  $C_{22}$  terms of the gravitational potential of Europa are the perturbing forces considered in this study. The present work is an extension of the work developed in Carvalho et al. (2014), which is based in the theory presented by Prado (2013). Results presented here are obtained by performing numerical simulations to find near-circular frozen orbits with smaller amplitudes of variations of the orbital elements.

### References:

A. F. B. A. Prado, "Searching for orbits with the minimum fuel consumption for station-keeping maneuvers: application to luni-solar perturbations" *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2013, Article ID 415015, 11 pages, 2013.

J. P. S. Carvalho; R. Vilhena de Moraes; A. F. B. A. Prado, "Searching Less Perturbed Circular Orbits for a Spacecraft Travelling around Europa" *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2014, Article ID 529716, 10 pages, 2014.

## CONVERGENCE TO A FIXED POINT IN ONE-DIMENSIONAL MAPPINGS

Juliano A. de Oliveira<sup>1</sup>, Felipe C. Geraldo<sup>2</sup>, Rivania M. N. Teixeira<sup>3</sup>, Danilo R. Silva<sup>4</sup>,  
Edson D. Leonel<sup>5</sup>

<sup>1,2</sup>*UNESP - Câmpus de São João da Boa Vista, SJBV, Brasil*

<sup>3</sup>*UFC - Departamento de Física – Fortaleza, Brasil*

<sup>3,4,5</sup>*UNESP - Departamento de Física – Rio Claro, Brasil*

Convergence to a period one fixed point is investigated for both the logistic and cubic maps. For the logistic map the relaxation to the fixed point is considered near a transcritical bifurcation while for the cubic map it is near a pitchfork bifurcation. We confirmed that the convergence to the fixed point in both the logistic and cubic maps for a region close to the fixed point goes exponentially fast to the fixed point and with a relaxation time described by a power law of exponent  $-1$ . At the bifurcation point the exponent is not universal and depends on the type of the bifurcation as well as on the nonlinearity of the map.

## SUCCESSIVE COLLISIONS UNDER SCALING FORMALISM IN A FERMI ACCELERATOR WITH TWO NONLINEAR TERMS

**Juliano A. de Oliveira**<sup>1</sup>, João L. Menicuci<sup>2</sup>, Edson D. Leonel<sup>3</sup>

<sup>1,2</sup> *UNESP - Câmpus de São João da Boa Vista, SJBV, Brasil.*

<sup>3</sup> *UNESP - Departamento de Física – Rio Claro, Brasil.*

Rare collisions of a classical particle bouncing between two walls are studied. The dynamics is described by a two-dimensional, nonlinear and area-preserving mapping in the variables velocity and time at the instant that the particle collides with the moving wall. The phase space is of mixed type preventing diffusion of the particle to high energy. Successive and therefore rare collisions show to have a histogram of frequency which is scaling invariant with respect to the control parameters. The saddle fixed points are studied and show to be scaling invariant with respect to the control parameters too.

## COMPARAÇÃO ENTRE CÓDIGOS PARA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITAS DE ASTEROÍDES

J.I.B. Camargo<sup>1</sup>, J. Desmars<sup>1</sup>, R. Vieira-Martins<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>2</sup>, F. Braga-Ribas<sup>1</sup>, G. Benedetti-Rossi<sup>1,3</sup>, A. Oliveira-Dias<sup>1</sup>, A. R. Gomes-Júnior<sup>2</sup>, C. A. B. Erazo<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional – MCTI, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório do Valongo – UFRJ, Brasil.*

<sup>3</sup> *Observatoire de Paris-Meudon, França.*

Objetos transnetunianos (TNOs) e centauros são peças importantes no estudo da formação e evolução do sistema solar externo. Atualmente, mais de 1200 TNOs e quase 400 centauros são conhecidos.

Uma maneira de estudar esses objetos é através de ocultações estelares. Embora raras, nenhum outro tipo de observação a partir do solo permite a detecção de anéis, a medida de dimensões com precisões de poucos quilômetros [1,2,3], e que atmosferas tão tênues quanto poucos nanobars possam ser neles detectadas [1,4,5].

Uma parte fundamental do esforço de predição de tais eventos destina-se à astrometria e ao refinamento da órbita desses corpos para um período curto. Ou seja, almeja-se conhecer a órbita do objeto alvo, com precisão próxima a 0".05, cerca de 2 anos antes da data prevista para ocultação.

Aqui comparamos, para TNOs e centauros selecionados, resultados oriundos dos códigos NIMA e OrbFit [6] (alimentados com observações antigas e outras recentes por nós obtidas) com aqueles oriundos do JPL (sistema HORIZONS) e de ocultações estelares. Os pontos que motivam este trabalho são: 1. o JPL é uma fonte consagrada de efemérides planetárias. No entanto, ainda não possui precisão necessária para se prever uma ocultação estelar. Ser capaz de refinar suas efemérides para determinados corpos é de franco interesse neste estudo; 2. embora atualizações orbitais a partir de observações recentes possam ser obtidas *online* [7] com o OrbFit, não é possível (ou é muito pouco óbvio) alterar a ponderação das observações. Ou seja, torna-se inútil a contribuição dada por posições recentes e de qualidade inquestionável. Pode-se alterar a ponderação com o OrbFit usando-o localmente (i.é.: baixar e instalar); 3. NIMA é um código eficiente, que impulsionou a qualidade de nossas predições, e desenvolvido por um dos co-autores. Portanto, há agilidade sempre que alterações são necessárias; 4. a comparação entre os resultados de ambos os códigos é uma forma de se dirimir dúvidas.

### **Bibliografia**

- [1] Sicardy, B., Ortiz, J.L., Assafin, M., *et al.*, 2011, *Nature*, 478, 493.
- [2] Ortiz, J.L., Sicardy, B., Braga-Ribas, F., *et al.*, 2012, *Nature*, 491, 566.
- [3] Braga-Ribas, F., Sicardy, B., Ortiz, J.L., *et al.*, 2014, *Nature*, 508, 72.
- [4] Widemann, T., Sicardy, B., Dusser, R., *et al.*, 2009, *Icarus*, 199, 458.
- [5] Braga-Ribas, F., Sicardy, B., Ortiz, J. L., *et al.*, 2013, *ApJ*, 773, 26.
- [6] <http://adams.dm.unipi.it/~orbmain/orbfit/>
- [7] <http://hamilton.dm.unipi.it/astdys>

## RESISTENCIA AERODINÁMICA A ALTA ATMÓSFERA EN REINGRESO ATMOSFÉRICO DE OBJETOS CIRCULARES

L. D. Moreschi<sup>1</sup>, W. Schulz<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, UNC, Córdoba, Argentina.*

Al estudiar el reingreso atmosférico de objetos espaciales, uno de los aspectos más importantes a analizar es el efecto del frenado del objeto debido a su inmersión en la atmósfera terrestre. El coeficiente de resistencia es un parámetro adimensional que manifiesta el efecto de la transferencia de momento cinético entre el objeto y la atmósfera circundante, e influencia directamente al frenado aerodinámico. La determinación del coeficiente de resistencia es una tarea compleja puesto que este depende de diversos factores como la altitud, el número de Mach y las características superficiales del objeto.

A baja atmósfera, esta dependencia puede resumirse en dos parámetros: número de Reynolds y número de Mach, para lo cual se disponen de gráfico del coeficiente de resistencia en función de éstos (Manson et. Al, 2006). A alta atmósfera, la densidad es baja y el camino libre molecular comienza a tomar un papel importante en la obtención del coeficiente. Es necesario incluir efectos compresibles así como también la contribución de la fricción superficial para poder determinar el posible punto de impacto con la superficie terrestre del objeto.

Este estudio pretende obtener curvas de coeficiente de resistencia para alta atmósfera y posibles puntos de impactos para objetos esféricos aplicando un simulador desarrollado en la UNC de trayectorias de reingresos atmosféricos.

[1] Manson B. R., Young D. F., Okiishi T. H. (2006), *Fundamentals of Fluid Mechanics* John Wiley & Sons Inc.



## QUASI PERIODIC DYNAMIC OF COORBITAL SATELLITES

P. Robutel<sup>1</sup>, L. Niederman<sup>1,2</sup>,

<sup>1</sup> *ASD, IMCCE, Observatoire de Paris, France.*

<sup>2</sup> *Laboratoire de Mathématiques d'Orsay, Université Paris Sud, France.*

The motions of the satellites Janus and Epimetheus around Saturn are among the most intriguing in the solar system. Actually, these satellites exchange their orbits every four years.

We give a rigorous proof (and up to our knowledge, the first one) of the existence of this kind of orbits in the three body problem thanks to KAM theory.

# INFLUÊNCIA DA IONOSFERA NA TAXA DE SUCESSO DA RESOLUÇÃO DE AMBIGUIDADES DO GPS EM UM VOO EM FORMAÇÃO DE SATÉLITES

L. Baroni<sup>1</sup>

<sup>1</sup> CECS, UFABC, Brasil.

O voo de satélites em formação é uma das tecnologias mais promissoras para futuras missões espaciais. A distribuição de sensores e cargas entre diferentes satélites permite maior redundância, flexibilidade, área de cobertura, entre outras vantagens. Um dos requisitos fundamentais em uma formação de veículos espaciais é a determinação precisa de posição e velocidade entre satélites.

Para missões em órbita baixa, o sistema GPS pode atingir os níveis de precisão no posicionamento relativo, desde que a dinâmica dos satélites seja modelada adequadamente. A chave para o posicionamento relativo de alta precisão com GPS é resolver as ambiguidades para seus valores inteiros. As ambiguidades resolvidas com sucesso podem fazer a precisão do posicionamento alcançar níveis decimétricos ou mesmo centimétricos. Logo, a resolução da ambiguidade inteira da fase da portadora é muitas vezes um pré-requisito fundamental para o posicionamento de alta precisão com GPS.

A determinação da posição relativa foi realizada utilizando um filtro de Kalman estendido. O filtro deve levar em conta as imperfeições na modelagem dinâmica de perturbações que afetam o voo orbital e as mudanças na atividade solar que afeta a propagação do sinal GPS, para mitigar esses efeitos sobre a precisão do posicionamento relativo.

Assim, este trabalho tem como objetivo avaliar o impacto da variação da ionosfera, causada por mudanças na atividade solar, na taxa de sucesso da resolução das ambiguidades. Usando o conceito de Diluição de Precisão de Ambiguidade (ADOP), a taxa de sucesso de resolução das ambiguidades é analisada e a precisão esperada da solução é calculada. Os cálculos foram realizados utilizando dados reais de missão GRACE e analisados pelo seu desempenho em cenários reais e foram realizados em diferentes configurações de posições relativas e níveis de atividade solar. Os resultados trazem o impacto de várias perturbações e modelagem do nível de atividade solar sobre a taxa de sucesso da resolução das ambiguidades.

## PONTOS LAGRANGIANOS: APLICAÇÃO PARA O ASTEROIDE 2001SN<sub>263</sub>

SANTOS, L. Barbosa T<sup>2</sup>, SANCHEZ, D. M.<sup>1</sup>, PRADO, A. F. BERTACHINI DE ALMEIDA<sup>1</sup>, DANTAS, M. P.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Universidade Federal Rural de Pernambuco, Brasil.*

No presente trabalho buscamos estudar as equações do movimento no problema restrito de três corpos. O problema restrito, ainda que seja um caso particular do problema geral de três corpos, se apresenta como contendo muitas aplicações práticas quando comparado ao problema geral. Para isso, são abordadas as soluções clássicas do problema restrito de três corpos numa órbita coplanar circular e em uma órbita coplanar elíptica. Estas soluções são determinadas através de um referencial sinódico, e que possui neste referencial cinco pontos de equilíbrio.

O objetivo do estudo foi determinar os pontos lagrangianos do sistema de asteroide triplo denominado como 2001SN<sub>263</sub>. Para encontrar esses pontos, utilizamos a linguagem FORTRAN, por meio do qual desenvolvemos um software capaz de resolver as equações que fornecem as posições destes pontos, quando conhecidas as características do sistema estudado, como, por exemplo, as massas dos corpos primários, excentricidade da órbita do corpo de massa infinitesimal, entre outros parâmetros. As equações a serem resolvidas pelo programa desenvolvido são de quinto grau, onde existem cinco raízes reais. Estas raízes podem ser encontradas por métodos numéricos. Conhecendo as raízes, é possível determinar a localização desses cinco pontos lagrangianos. Três destes pontos são colineares e os outros dois são triangulares. Os pontos colineares são pontos de equilíbrio instáveis e os pontos triangulares, dependendo da razão de massa dos dois corpos principais (para o problema restrito), podem ser classificados como pontos de equilíbrio estáveis ou instáveis.

O software desenvolvido é capaz de avaliar se esses pontos são instáveis ou estáveis para o sistema estudado. Foi observado através do programa que os pontos lagrangianos triangulares são estáveis. Vimos que os pontos do sistema do asteroide não são muito estáveis devido a pouca massa, mas recebe menos perturbações do que qualquer outro ponto no espaço.

## DINAMICA DE SISTEMAS PLANETARIOS EN RESONANCIA DE TRES CUERPOS

L. Coito<sup>1</sup>, T. Gallardo<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Facultad de Ciencias, UDELAR, Uruguay.*

Extendiendo el método de Gallardo (2014, *Icarus* 231, 273) a tres planetas masivos estudiamos la relevancia dinámica de resonancias en sistemas planetarios involucrando a tres planetas. Analizamos la fuerza de las resonancias en función de diversos parámetros como el orden de las resonancias, las excentricidades planetarias, las inclinaciones mutuas, etc. Para algunas resonancias encontramos la existencia de puntos de equilibrio asimétricos que luego verificamos mediante integraciones numéricas. Utilizando mapas dinámicos estudiamos la topología de la resonancia de tres cuerpos en función del semieje, excentricidad e inclinación.

## **SOBRE A DINÂMICA SECULAR DA VARIAÇÃO DA OBLIQUIDADE DE PLUTÃO VIA UM SISTEMA MÉDIO**

**L.D.S. Trotta<sup>1</sup>, T. Yokoyama<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *IGCE, DEMAC, UNESP, Brasil*

Com a descoberta de Caronte (por volta de 1978), rapidamente as observações e os estudos levaram à conclusão que o plano orbital deste, praticamente coincidia, com o plano do equador de Plutão e que o par estava aprisionado num duplo sincronismo, spin-órbita. Isto significava que ambos, com alguma aproximação, poderiam ser tratados como um único corpo rígido do tipo “alteres”, cujo movimento orbital em torno do Sol poderia ser representado pela integração numérica de Williams & Bensons 1971, válida por um período aproximado de  $10^7$  anos.

Com estas hipóteses, usando as equações baseadas no formalismo de Euler, propostas por Ward 1973, o estudo da obliquidade do par “alteres” fornece então a dinâmica da obliquidade de Plutão. As equações de Ward, requerem valores numéricos dos momentos de inércia A, B, C, que no caso se tornam triviais de serem calculados se o par Plutão-Caronte for dado por um “alteres” com 2 esferas nas extremidades.

Neste trabalho, usando um sistema médio baseado nas variáveis canônicas de Andoyer, retomamos este problema, considerando Caronte um satélite de Plutão.

Seja um corpo C1 (Plutão) não-esférico que está em uma órbita conhecida em relação a C3 (Sol). Considera-se também que um satélite, C2, (Caronte), massivo orbita C1. A rotação livre do corpo C1 é portanto perturbada por C2 e C3. O movimento translacional do corpo C2 é perturbado pelo achatamento de C1 e pela presença de C3. Apresentamos um modelo simplificado do estudo do comportamento do equador de um planeta sobre tais perturbações. As variáveis canônicas de Andoyer permitem realizar as médias nas variáveis rápidas, de forma clara e rigorosa. O potencial perturbador do achatamento também deve ser escrito nas variáveis de Andoyer, pois este é função da posição do equador do planeta. A hamiltoniana de longo período foi obtida realizando médias nos ângulos rápidos. Estas médias diferem se C1 tem ou não simetria axial.

Várias simulações foram realizadas tomando diferentes problemas de rotação de planetas e satélites. As integrações mostram que a variação do equador, é muito importante quando o perturbador C2 se encontra em órbita bastante inclinada. Valores elevados da excentricidade contribuem de forma menos significativa na dinâmica de rotação de C1. Para o problema Plutão-Caronte-Sol, conseguimos obter a dinâmica da variação da obliquidade e o movimento de precessão secular de Plutão. Ambos os resultados estão em pleno acordo com os de Dobrovolkis & Harris. Além disso, nossa abordagem permite separar o efeito isolado de Caronte sobre Plutão.

Considerando os recentes dados deste sistema (Beauvalet) mostramos também a possibilidade do duplo sincronismo spin-órbita.

# APLICAÇÃO DO MÉTODO DE CLENSHAW PARA O DESENVOLVIMENTO DO CÁLCULO DO GEOPOTENCIAL COM ALTÍSSIMA ORDEM E GRAU

L. Morgan<sup>1</sup>, H.K. Kuga<sup>2</sup>, M.C. Zanardi<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Engenharia Mecânica, FEG – UNESP.

<sup>2</sup> Depto. de Mecânica e Controle, INPE, Brasil.

<sup>3</sup> Universidade Federal do ABC, UFACB, Brazil.

O objetivo deste trabalho é o desenvolvimento de um programa numérico que realiza o cálculo recursivo do Geopotencial, utilizando o método de Clenshaw para fazer os somatórios necessários, e obter, com altíssima precisão, o valor das acelerações causadas pela não homogeneidade da distribuição de massa da Terra nos satélites artificiais.

Dentre as perturbações naturais da órbita de um satélite artificial, a mais influente e, certamente, a mais preocupante é a interferência da variação da gravidade nos mais diversos pontos terrestres devido a forma não-esférica da Terra, podendo, até mesmo, causar o desvio da órbita deste satélite, acarretando uma falha na missão espacial.

O programa está sendo desenvolvido em duas linguagens de programação, a linguagem C e o software MATLAB, a primeira por ser uma linguagem rápida, acessível e usual, a segunda, por estar contida em uma ferramenta própria e eficiente para cálculos, simulações e criações de gráficos e imagens que são necessários para a avaliação do programa e estudo dos fenômenos abordados.

O método de Clenshaw está associado à forma recursiva do somatório com as formas normalizadas dos polinômios de Legendre e dos senos e cossenos associados às latitudes e longitudes da expressão do Geopotencial, que também envolvem os Coeficientes Harmônicos Esféricos. Com o algoritmo, é possível calcular, com precisão e sem erros computacionais (*overflow* e *underflow*) altíssimas ordens do somatório, que foi testado para calcular a uma ordem de 360 o potencial e suas acelerações envolvidas, sendo utilizado como Coeficiente Harmônico o modelo EGM96 (*Earth Gravitational Model 1996*).

Até o momento, foi desenvolvido o algoritmo computacional do cálculo, e incrementado com o analisador numérico Runge-Kutta de 4ª ordem para integralizar a órbita dos satélites artificiais. Foi realizado o estudo dos principais Coeficientes Harmônicos e dos valores dos geopotenciais associados a eles, sendo desenvolvidas algumas imagens referentes às atuações dos mesmos diretamente no globo terrestre, chegando-se, assim, no formato de um geóide (forma aproximada da distribuição de massa na Terra), e foi também integrado a órbita do satélite SCD-I, obtendo resultados compatíveis com a natureza do movimento do satélite.

Este programa ainda deverá ser testado e avaliado quanto à funcionalidade numérica e à velocidade de operação, podendo ser implementado nas próximas missões espaciais brasileiras realizadas pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.

APOIO: PIBIC/INPE/CNPq, FAPESP (Proc. n. 2012/21023-6).

# ANÁLISE DA INCERTEZA DO CAMPO GRAVITACIONAL LUNAR PARA SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL UTILIZANDO FILTRO DE KALMAN

L.D. Gonçalves<sup>1</sup>, E.M. Rocco<sup>1</sup>, R.V. de Moraes<sup>2</sup>, H.K. Kuga<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Unifesp, Brasil.*

O presente trabalho considera o potencial gravitacional lunar por meio de um dos modelos mais recentes, o modelo LP100K, que se baseia nos harmônicos esféricos, sendo possível considerar até máximo grau e ordem 100. Entretanto, para algumas aplicações é interessante que sejam utilizados valores de grau e ordem inferiores, devido à simplificação da expressão do potencial gravitacional, e, portanto, a diminuição do esforço computacional necessário para a simulação da trajetória e do controle de um veículo espacial. Porém, ao se considerar valores inferiores a 100, incertezas são inseridas na simulação, já que quanto menor o valor de grau e ordem adotado, menor é a semelhança entre a órbita simulada e a órbita real. Dessa forma, para possibilitar o uso de valores de grau e ordem inferiores, faz-se necessária uma análise da incerteza do modelo do potencial gravitacional lunar para tais valores de grau e ordem, de maneira a atender os requisitos de precisão da missão. A análise é obtida por meio da comparação entre a perturbação fornecida pelo modelo para o máximo valor de ordem e grau e a perturbação gerada para os valores inferiores. Assim obtêm-se os desvios padrões que caracterizam a incerteza para cada um dos valores de grau e ordem utilizados no modelo LP100K para a órbita descrita pelo satélite da missão Lunar Prospector. Com o conhecimento da incerteza do modelo gravitacional adotado, pode-se utilizar, em simulações de trajetória orbital da missão lunar escolhida, um filtro de Kalman, onde se considera incerteza no sensor que define a posição do satélite a cada passo da simulação e incerteza no modelo de trajetória por meio da variância característica do modelo gravitacional truncado. Com isso, tenta-se aproximar os resultados obtidos para valores de grau e ordem inferiores aos resultados que seriam obtidos se fosse adotada a máxima precisão do modelo LP100K. Por fim, são feitas três análises: da razão entre a incerteza do sensor e do modelo, baseada no erro do vetor posição do satélite; dos desvios nos elementos orbitais comparando o caso em que é usado o filtro de Kalman e o caso em que não é usado o filtro; da diferença entre os incrementos de velocidade perturbadores sobre o veículo devido ao potencial gravitacional lunar com o uso do filtro e sem o uso do filtro de Kalman.

# ANÁLISE DA INFLUÊNCIA DE FORÇAS PERTURBATIVAS DE ORIGEM GRAVITACIONAL E NÃO GRAVITACIONAL EM SATÉLITES ARTIFICIAIS LUNARES

L.D. Gonçalves<sup>1</sup>, E.M. Rocco<sup>1</sup>, R.V. de Moraes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Unifesp, Brasil.*

O presente trabalho analisa a influência de forças perturbativas em satélites artificiais lunares, em que são consideradas forças de origem gravitacional e não gravitacional, tais como a não homogeneidade do campo gravitacional lunar, a atração gravitacional devido ao terceiro corpo para os casos da Terra e do Sol, o albedo lunar e a pressão de radiação solar. O modelo do campo gravitacional lunar baseia-se nos harmônicos esféricos, de acordo com o modelo apresentado por Konopliv, que permite considerar harmônicos esféricos até grau e ordem 100. Atração gravitacional do Sol e da Terra foi modelada a partir da lei da atração gravitacional universal de Newton, fazendo uso do modelo do movimento de todos os corpos envolvidos (Sol, Terra, Lua e Satélite). O modelo do albedo lunar é baseado na refletividade da superfície da Lua, sendo possível dividir a superfície lunar em até 51840 células, para analisar o comportamento da luz refletida por cada célula. A pressão de radiação solar é modelada a partir do modelo do albedo lunar, porém considerando-se a radiação solar incidindo diretamente sobre a superfície do satélite. Diferentes órbitas são simuladas com o objetivo de dividi-las em grupos que caracterizam a maior e menor influência de cada força perturbadora. Para cada grupo de órbitas é feita uma análise do movimento orbital e da atuação do sistema de controle que atua no sentido de minimizar os efeitos perturbativos que tendem a tirar o satélite da trajetória pré-determinada. Todas as simulações são realizadas num simulador de trajetória, *Spacecraft Trajectory Simulator*, que utiliza propulsão contínua e controle de trajetória em malha fechada.



## DETECÇÃO DE FALHAS E DETERMINAÇÃO DE COMPORTAMENTOS DE UM SISTEMA USANDO ANÁLISE DE AGRUPADOS AUTOMÁTICA

Lorena Gayarre Peña<sup>1</sup>, Marcelo Lopes de Oliveira e Souza<sup>1</sup> e Guilherme Conceição Rocha<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, Brasil.*

<sup>2</sup> *Konatus, São José dos Campos, Brasil*

A detecção de anomalias é um trabalho difícil; quanto mais complexo for o sistema, mais difícil é a detecção. Às vezes o conhecimento prévio do sistema permite criar um modelo e utilizar limiares para detectar falhas ou determinar modos de comportamento do sistema. Este método é tradicionalmente usado na área de controle, pois as leis físicas e as propriedades que caracterizam os sistemas são conhecidas. Mas esse método acarreta algumas consequências: 1) Os algoritmos são desenhados para um único sistema e não podem ser usados para outro sistema sem modificar as características desses algoritmos; 2) Precisa de um especialista na área para definir os limiares de comportamento, pois a eficiência do algoritmo reside nesses valores e 3) Se o sistema falha sem ultrapassar os limiares, o algoritmo não pode ajudar a achar as causas da falha.

Este trabalho propõe desenvolver um algoritmo de detecção de falhas/determinação de comportamentos usando análise automática de agrupados. As vantagens desta metodologia são: 1) Não é necessário conhecimento prévio do sistema a ser estudado, assim pode ser aplicado a diferentes sistemas, 2) O algoritmo não está baseado na correta modelagem do sistema, pois unicamente serão utilizados os dados de saída dele, 3) A carga de trabalho prévia do especialista é reduzida, pois não existem limiares definidos *a priori*, e 3) Se o sistema falhar, o algoritmo poderia ser usado para localizar anomalias que poderiam ser as causantes da falha.

Este trabalho apresenta os resultados iniciais obtidos enquanto está sendo desenvolvido o algoritmo descrito anteriormente: 1) Implementação de um algoritmo inicial baseado em análise automático de agrupados, 2) Definição de casos de falha propostos como casos de estudo; 3) Análises de resultados e 4) Conclusões.

## AS VANTAGENS DA REGULARIZAÇÃO DE LEVI-CIVITA

**Kelly Cristina Borges Lobato**<sup>1</sup> (kelborges2@hotmail.com); Ceres Regina de Oliveira Vaz<sup>2</sup> (cvaz3@hotmail.com); Lossian Barbosa Bacelar Miranda<sup>3</sup> (lossian@oi.com.br).

<sup>1, 2, 3</sup> Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Piauí, Brasil.

Analisamos as vantagens da regularização do problema colinear dos dois corpos, com massas constantes ou variáveis, em relação aos demais métodos de cálculo das soluções destes problemas. Nosso objetivo principal é calcular, via transformação de Levi-Civita e tempo fictício, diferentes soluções dos problemas colineares de dois corpos e detectar, a partir destes resultados, as vantagens e desvantagens apresentadas pela regularização. Mostramos que esta constitui bom modelo para colisões de corpos de massas variáveis.

*Palavras-chave:* Problema colinear dos dois corpos, Massa variável, Ponto de massa, Regularização de Levi- Civita.

## ESTUDO DA FORMAÇÃO PLANETÁRIA EM UM SISTEMA ESTELAR TRIPLO: CASO PLANO

L. L. Mendes<sup>1</sup>, R. C. Domingos<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>1</sup>, A. Izidoro<sup>2,1</sup>, A. A. Luiz<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Brazil.*

<sup>2</sup> *Fundação Capes, Brazil.*

A descoberta de planetas em sistemas com duas ou mais estrelas é de grande interesse dos pesquisadores. Dados de detecção dos planetas associados a estudos teóricos são essenciais para um entendimento de como a formação do planeta pode ocorrer.

Neste trabalho, nós apresentamos um estudo numérico sobre a formação planetária em um sistema com três estrelas. Nós estudamos o último estágio de formação planetária quando os proto-planetários já estão formados. A distribuição da massa do disco é baseada no valor da Mínima Massa da Nebulosa Solar (MMSN). Nosso objetivo é estudar a eficiência de formação de planetas quando considerando diferentes massas do disco proto-planetário.

Nosso modelo de sistema estelar triplo é composto por: a) duas estrelas com massas 0,699 e 0,582 massas do Sol, semieixo orbital  $\sim 1$  U.A. (unidades astronômicas) e excentricidade 0,7849; b) um disco proto-planetário entre 6 e 8U.A. ao redor do centro de massa das duas estrelas; c) uma terceira estrela distante (semieixo maior 61.9 U.A., excentricidade 0.3 e massa  $\sim 1,3$  massa solar) orbitando o centro de massa do sistema. As órbitas de todos os corpos envolvidos são coplanares. O disco assumiu valores proporcionais 0.5, 1, 2 e 4 MMSN. Colisões entre os corpos são consideradas inelásticas. Um total de 15 integrações numéricas foi feita para cada caso.

Os resultados das integrações numéricas mostraram que os discos mais massivos tendem a formar um número menor de planetas massivos. Para os casos estudados de 0.5, 1, 2 e 4 MMSN as eficiências de formação máximas, ou seja, a massa do maior planeta formado pela massa inicial do disco proto-planetário foram 80%, 71%, 50% e 41% respectivamente. Este é um resultado esperado, pois em discos mais massivos há mais massa disponível para formação dos planetas. Entretanto, enquanto os planetas crescem nestes ambientes mais massivos as interações entre os proto-planetários se tornam significativas, e eles naturalmente fazem com que alguns corpos sejam ejetados do sistema, resultando em perda considerável de massa. Em relação a estudos feitos anteriormente sobre a formação planetária no Sistema Solar, os planetas resultantes do sistema triplo estudado possuem características similares aos planetas terrestres do Sistema Solar como, por exemplo, a ordem do tempo de formação e as órbitas quase circulares.

## ESTABILIDADE PARAMÉTRICA NO PROBLEMA DE ROBE

R.V. Lucas<sup>1</sup>, C. Hildeberto Eulálio<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Departamento de Matemática, UFPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Departamento de Matemática, UFS-Itabaiana, Brasil.*

Em 1976, H. A. G. Robe propôs uma variação do problema restrito dos três corpos, o qual ficaria conhecido como problema de Robe. O problema consiste em considerar a dinâmica de três corpos, a saber: uma casca esférica  $M_1$ , de massa  $m_1$ , e raio  $R$ , preenchida com um fluido incompressível e homogêneo de densidade  $\rho_1$ , o segundo corpo,  $M_2$ , um ponto de massa fora da esfera, e o terceiro corpo,  $M_3$ , uma esfera de densidade  $\rho_3$  localizada no interior do primeiro corpo.

A justificativa em se considerar tal problema é obter uma modelagem a fim de estudar o efeito gravitacional da Lua no interior da Terra. Tanto no problema original como neste trabalho, considera-se que a massa e o raio do terceiro corpo são infinitesimais (ou seja, não influenciam a dinâmica), ficando claro assim que a questão de descrever o movimento da terceira partícula é uma variação do problema restrito dos três corpos.

Neste trabalho, buscamos resolver a questão da estabilidade paramétrica do equilíbrio que se encontra no centro da casca esférica, bem como dar informações sobre a estabilidade não linear do mesmo equilíbrio no caso em que o movimento do corpo  $M_2$  ao redor de  $M_1$  é circular.

# **A STUDY OF THE FORMATION OF THE JANUS/EPIMETHEUS SYSTEM THROUGH DISRUPTION**

**L. Treffenstädt, D. Mourão, O. Winter**

*FEG, UNESP, Brasil.*

Co-orbital systems are the subject of intensive studies. They can be divided in different families according to the relative weight of the co-orbital partners and the two stable orbits: Tadpole or horseshoe. Janus and Epimetheus are unique since they are the only known co-orbital pair of comparable mass. We aim to establish the possibility of the formation of the Janus/Epimetheus system by disruption of a large object in the current orbit of Epimetheus. We assume the creation of four large main fragments and neglect smaller ones. We use numerical integration of the full N-body problem to study the evolution of different arrangements of debris. We analyse the outcome of these simulations to obtain the probability of the formation of co-orbital systems from the chosen initial conditions. Depending on the range of initial conditions, up to 9% of initial conditions evolve into co-orbital systems. We find an inversely linear dependency of the ratio of radial libration amplitudes and the relative mass of the final co-orbital pair.

## ANÁLISE DA TRAJETÓRIA DE UM MÍSSIL BALÍSTICO

L. O. Marchi, C. R. H. Solórzano

*Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas, UFABC, Brasil.*

A trajetória de um míssil balístico é composta basicamente de três etapas: voo propulsionado, que se compreende desde o momento de lançamento até o corte de empuxo no fim da queima de combustível, a porção de voo livre, que constitui a maior parte da trajetória e, por fim, a reentrada que tem início na atmosfera terrestre até o ponto de impacto.

Este trabalho fundamenta-se em investigar, a partir de ferramentas teóricas e computacionais, a influência do arrasto atmosférico, a presença do campo gravitacional, o movimento de rotação da Terra (perfeitamente esférica) e o uso de sistemas propulsivos estagiados na trajetória de um míssil balístico. Os modelos físicos que serão apresentados abordam unicamente a translação sem levar em consideração a rotação nos três eixos.

Especificadamente, ao que se refere à influência da atração gravitacional, será apresentado as diferenças entre o Modelo Terra Plana (gravidade constante) e o Modelo fornecido pelo Problema dos 2 Corpos. No estudo do arrasto, a densidade atmosférica será obtida a partir do Modelo de Atmosfera Padrão (1976). Na análise considerando a rotação da Terra, averiguaram-se os efeitos das forças de coriolis e centrífuga.

# ESTUDO DA FORMAÇÃO E MIGRAÇÃO DE UM NÚCLEO SÓLIDO PLANETÁRIO

L. A. de Paula<sup>1</sup>, T.A. Mitchenko

<sup>1</sup> IAG, USP, Brasil.

Neste trabalho abordamos a modelagem da formação e migração planetária de um núcleo sólido, utilizando um modelo de acreção de planetesimais, baseado no trabalho de Inaba et al. (2000), no qual a taxa de acreção média depende da inclinação e excentricidade dos planetesimais, obtidas através da situação de equilíbrio entre a interação com o protoplaneta e o arrasto do gás (Fortier et al., 2013).

Para complementar esse cenário, foi incluída a migração de tipo I, que ocorre devido à interação do planeta com o disco de gás, tendo como base o trabalho de Tanaka et al. (2002).

Com o uso de três perfis diferentes para o disco (o da Nebulosa Solar, um modelo híbrido com dados observacionais e um modelo computacional baseado na parametrização de Shakura e Sunyaev (1973) com  $\alpha$  constante), foi possível explorar a variação dos parâmetros livres do modelo e a possibilidade de formação de núcleos sólidos, da ordem de  $10M_{\text{Terra}}$ , num tempo menor que o tempo de vida do disco, estimado como sendo menor que  $10 \times 10^7$  anos.

A análise revelou que modelos de acreção mais completos, assim como a obtenção de perfis de densidade de gás e sólidos dos discos protoplanetários mais coerentes, podem explicar a formação de núcleos sólidos num tempo hábil para a formação de planetas gigantes, sem a necessidade de fatores numéricos que reduzam a taxa de migração de tipo I que fazem com que esses núcleos caiam no envelope estelar antes de sua completa formação.

## ANÁLISE PRELIMINAR DE TRAJETÓRIAS ÓTIMAS TERRA-LUA

Luiz Arthur Gagg Filho<sup>1</sup>, Sandro da Silva Fernandes<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>*Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.*

Nas últimas duas décadas, novos tipos de trajetórias têm sido propostas para transferir um veículo espacial de uma órbita baixa ao redor da Terra para uma órbita baixa ao redor da Lua. Neste trabalho utiliza-se um modelo simplificado baseado na aproximação patched-conic para a determinação de trajetórias ótimas bi-impulsivas de transferência Terra-Lua que minimiza o consumo de combustível, representado pelo incremento total de velocidade aplicado ao veículo,  $\Delta v_{total}$ . A transferência é realizada mediante a aplicação de dois impulsos tangenciais às órbitas inicial e final. De acordo com a aproximação patched-conic, o problema consiste inicialmente em determinar a velocidade do veículo  $v_0$  após o primeiro incremento de velocidade para um valor especificado de ângulo de fase  $\lambda_1$  do veículo em relação à Lua no momento em que este toca a esfera de influência da Lua, de forma a satisfazer a restrição final definida pela altitude do veículo na órbita ao redor da Lua. Em seguida, realiza-se o processo de otimização. Neste trabalho, emprega-se o algoritmo do gradiente com restauração para minimização de funções, desenvolvido por Miele e colaboradores (Miele et al. 1969). Este algoritmo calcula, a cada passo, o gradiente da função a ser minimizada,  $\Delta v_{total}$ , com respeito às variáveis do problema  $v_0$  e  $\lambda_1$ , e incrementa uma variação nessas variáveis no sentido oposto ao gradiente (sentido da descida máxima) em busca do mínimo. Na fase de restauração, a restrição é restituída após a variação das variáveis. Trajetórias ótimas são determinadas considerando-se chegada à órbita final tanto no sentido horário quanto no sentido anti-horário. Para a altitude da órbita inicial utilizam-se os valores: 167, 320 e 463 km, e, para a órbita final: 100, 200, 300, 400 e 500 km. Os resultados são comparados com os obtidos por da Silva Fernandes et Marinho (2011) que utilizam o problema planar circular restrito de três corpos simplificado. A comparação entre os resultados mostra que apesar da aproximação patched-conic ser um modelo simples, ela pode ser utilizada para uma análise preliminar de uma transferência Terra-Lua.

[1]da Silva Fernandes, S. & Maranhão Porto Marinho, C. (2011). 'Optimal two-impulse trajectories with moderate flight time for earth-moon missions', *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2012.

[2]Miele, A., Huang, H. & Heideman, J. (1969). 'Sequential gradient-restoration algorithm for the minimization of constrained functions—ordinary and conjugate gradient versions', *Journal of Optimization Theory and Applications*, vol. 4, no. 4, pp. 213-243.



## UM MODELO MELHORADO DE ARRASTO PARA DETERMINAÇÃO E PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA DO CBERS

Luiz Arthur Gagg Filho<sup>1</sup>, Hélio Koiti Kuga<sup>2</sup>, Valdemir Carrara<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.

<sup>2,3</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP, Brasil.

O satélite CBERS-2 foi um dos satélites da série CBERS (Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres) lançado em 2003. Sua órbita situa-se a 778 km de altitude, cuja principal perturbação deve-se ao arrasto atmosférico. O atual modelo para a propagação de órbita, que é utilizado pelo Centro de Controle do CBERS no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (Brasil), assume como constante o valor do coeficiente de arrasto. De fato, este coeficiente foi estimado durante a fase de admissão na órbita resultando em um valor de 2,5. Desde então, utiliza-se este modelo fixo para propagação e determinação orbital. Entretanto, sabe-se que o arrasto depende de uma infinidade de parâmetros como: o número de Mach, a temperatura superficial e os coeficientes de acomodação. Neste trabalho um modelo baseado na teoria cinética dos gases é considerado para o cálculo das forças de arrasto no CBERS. O algoritmo deste modelo necessita que a geometria externa do satélite seja descrita por uma representação de fronteira (*b-reps*) semelhante àquela utilizada em computação gráfica como a *OpenGL*. Dessa forma, as superfícies do satélite são divididas em um número finito de triângulos, cada um destes descritos pelas coordenadas de seus vértices. A geometria é então armazenada em um arquivo ASCII utilizando um subconjunto de comandos de NASTRAN para a descrição da malha. Uma vez que a malha é armazenada na memória, as forças e os torques que atuam no satélite, originárias do arrasto e da pressão de radiação solar, podem ser calculadas por integração de toda a superfície externa. Portanto, o tempo computacional para o cálculo das forças de arrasto é notadamente muitas vezes maior que o tempo do modelo com coeficiente constante. Para o cálculo da pressão de radiação solar determinou-se os valores das propriedades atmosféricas através de um modelo analítico proposto por Mueller (Mueller 1982) baseado no modelo 1977 de Jacchia (Jacchia 1977). O principal objetivo deste trabalho é comparar o modelo numérico das forças de arrasto e de pressão de radiação solar com o modelo de coeficiente constante além de restabelecer eventuais discrepâncias entre modelos e dados observacionais e averiguar o desvio da órbita em ambos os modelos.

[1] Mueller, A. C. “Jacchia-Lineberry upper atmosphere density model”. Huston NASA, 1982. (NASA-CR-167824).

[2] Jacchia, L. G. “Thermospheric Temperature, Density and Composition: New Models”. Cambridge, Ma, SAO, 1977. (SAO Special Report No 375).

## ORIGEM DA OBLIQUIDADE DE URANO VIA MODELO DE NICE

L.A.G. Boldrin<sup>1</sup>, O.C. Winter<sup>1</sup>, E. Viera Neto<sup>1</sup>, R. Gomes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Unesp-Guaratinguetá, Brasil*

<sup>2</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

A origem da grande obliquidade de Urano permanece indefinida. O primeiro cenário proposto para explicar esta configuração foi uma grande colisão tangencial com outro protoplaneta durante sua formação (Korycansky et al. 1990, Slattery et al., 1992). Kubo-Oka e Nakazawa (1995) estudaram este problema através de evolução de marés devida as órbitas de satélites, porém seus resultados exigiram satélites muito massivos (da ordem de 1,2% da massa de Urano). Uma outra proposta para explicar tal configuração foi que a obliquidade de Urano cresceu devida a uma ressonância entre as taxas de variação do nodo orbital de Urano e a taxa de variação da precessão do eixo de rotação (spin) do mesmo (Boué e Laskar, 2010). Porém, essa ressonância só ocorre se Urano possuir um satélite de grande porte (Satélite X). Partindo desse trabalho de Boué e Laskar (2010), decidimos fazer um estudo numérico do problema em questão. Utilizando órbitas já integradas do Modelo de Nice, estudamos a possibilidade de obter a atual obliquidade de Urano devido a perturbações dos planetas gigantes, Sol e o Satélite X. Nossos resultados mostraram que o Satélite X ocasiona crescimento na obliquidade de Urano, podendo assim ser o responsável pela atual configuração do eixo de rotação de Urano. E esse crescimento da obliquidade ocorre somente para determinadas configurações de semi-eixo maior e massa do Satélite X, sendo máximo quando o ângulo ressonante  $\Phi-\Omega$  (longitude do equador de Urano menos a longitude do nodo ascendente do Satélite X) é zero e mínima quanto é 180 graus.

### Referências:

- Kubo-Oka, T. And K. Nakazawa 1995. Gradual increase in the obliquity of Uranus due to tidal interaction with a hypothetical retrograde satellite. *Icarus***114**, 21-32.
- Korycansky, D. G., Bodenheimer, P., Cassen, P. and Pollack, J. B., One-Dimensional Calculations of a Large Impact on Uranus. *Icarus***84**, 528-541, 1990.
- Slattery, W. L., Benz W., Cameron, A. G. W.. 1992. Giant Impacts on a Primitive Uranus. *Icarus***99**, 167-174.
- Boué, G. and Laskar, J.. 2010. A collision Scenario for Uranus Tilting. *Astroph. J.*, **712**, L44-L47.

**Agradecimentos:** FAPESP, CAPES e CNPq.

## **NAVEGAÇÃO E CONTROLE DE UM VANT DO TIPO QUADRICÓPTERO EM MISSÕES DE BUSCA E VIGILÂNCIA**

Leonardo de A. Frederico, **Luiz S. Martins-Filho**

*Universidade Federal do ABC - UFABC, Brasil*

Esse estudo trata do problema da exploração de áreas com o propósito de vigilância e de busca, utilizando um veículo aéreo não tripulado baseado na tecnologia dos quadricópteros. Os quadricópteros são aeronaves que podem realizar decolagens, pousos verticais, e pairagens. A agilidade de movimentação provê muita flexibilidade operacional a esses veículos, tornando-os uma ótima opção para aplicações em missões de busca e vigilância.

Nessas missões, as características de voo mais desejáveis são a imprevisibilidade da trajetória de movimento (do ponto de vista de eventuais intrusos) e a varredura rápida da área de interesse. Em muitos casos, não há disponibilidade de um mapa do terreno, o que torna o planejamento de trajetória para a varredura completa uma tarefa difícil. Nesse caso, um movimento não planejado, no sentido estrito do termo, pode ser uma solução atraente para o problema.

Trajetórias aleatórias, e aquelas baseadas em Caos, um comportamento de alguns sistemas dinâmicos não lineares, têm sido estudadas em aplicações desta natureza. Em nosso estudo, priorizamos a análise de geração de trajetórias com base em movimentos aleatórios muito particulares, denominados na literatura de voos de Lévy. O voo de Lévy é um movimento aleatório (random walk) baseado na função densidade de probabilidade de Lévy, proposta pelo matemático francês Paul Pierre Lévy, cujo padrão de trajetórias é caracterizado por seguidos passos de comprimentos curtos intercalados por um passo de comprimento longo.

Além das trajetórias a serem realizadas pelo quadricóptero, esse trabalho compreende o estudo da modelagem da dinâmica de voo e de uma proposta de controle do veículo para alcançar os objetivos das missões.

## DIFFUSION OF TRAJECTORIES IN THE SUN-SATURN SYSTEM

M. O. Terra<sup>1</sup>, C. Simó<sup>2</sup>, P. A. Sousa-Silva<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Mathematics Department – ITA, Brasil.*

<sup>2</sup>*Department of Applied Mathematics and Analysis – Universitat de Barcelona, Spain.*

Diffusion of trajectories is crucial to mass transport processes in Celestial Mechanics and Astrodynamics. It is fundamental to know how likely it is for a particle to move under natural dynamics from one region in the phase space to another and how long does it take. This knowledge is useful to explain the behavior of natural small bodies but also allows to use the diffusive process combined with tiny manoeuvres to guide the motion of spacecrafts, leading to novel orbit profiles for space mission design.

In this contribution we present evidences of diffusion of trajectories in the framework of the Spatial Restricted Three-Body Problem (SRTBP). We focus on the mass parameter of the Saturn-Titan system and investigate the diffusive process related to the center manifold of the equilibrium point  $L_3$ ,  $W^C(L_3)$ . This center manifold is four-dimensional and contains vertical Lyapunov orbits, planar Lyapunov orbits, two-dimensional invariant tori, other periodic orbits associated to resonances, and small chaotic zones.

We compute invariant structures inside  $W^C(L_3)$ , such as periodic orbits and two-dimensional hyperbolic tori, and introduce a methodology to quantify and to examine the diffusion process. Our analyses provide statistics of the diffusion process and show that the rate of diffusion is related to the splitting of the stable and unstable hyperbolic manifolds of the two-dimensional invariant tori in  $W^C(L_3)$ , that is, the mechanism of diffusion is associated to the existence of transition chains of heteroclinic connections between the hyperbolic invariant manifolds of two-dimensional whiskered tori. Additionally, we show that the diffusion rate is not constant in the phase space: it increases as trajectories go away from the vertical periodic orbit and decreases when they approach the planar periodic orbit, wandering across the hyperbolic manifolds of distinct tori.

We present analyses of large ensemble of trajectories and also illustrate the diffusion processes by studying specific cases. In some cases, stickiness to three-dimensional tori is observed and, eventually, the trajectories escape due to approximation to the secondary.

**AVALIAÇÃO DOS ERROS NA TRAJETÓRIA DE UM VEÍCULO ESPACIAL  
DEVIDO A NÃO IDEALIDADE DOS PROPULSORES E DA PERTURBAÇÃO  
DO CAMPO GRAVITACIONAL NÃO CENTRAL DO ASTEROIDE (216)  
KLEOPATRA**

**Marcelo Lisboa Mota**      Evandro Marconi Rocco

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE  
C.P. 515 CEP 12201-970 – São José dos Campos, SP, Brazil

O estudo de missões a corpos pequenos, tais como asteroides e cometas, desperta muito interesse na comunidade científica, particularmente nos cientistas espaciais. Entretanto, tais missões apresentam grandes dificuldades dinâmicas, pois, orbitando um asteroide, um veículo espacial está sujeito a várias forças perturbadoras, seja devido à pressão de radiação solar (SRP), ou ao campo gravitacional gerado por um corpo não esférico, ou ainda aos efeitos gravitacionais do Sol, alterando de forma significativa seus elementos orbitais e, conseqüentemente, variando sua trajetória em função do tempo.

A proposta deste trabalho é comparar os dados obtidos pela manobra ideal, determinada pelo problema de Lambert, e pela manobra sob a influência da perturbação do campo gravitacional gerado pela irregularidade do corpo orbitado, e da aplicação da propulsão contínua durante o arco propulsivo, relativo a uma transferência de órbita em torno do asteroide (216) Kleopatra, analisando as diferenças encontradas, pois estimando tais desvios, pode-se redimensionar as condições iniciais de maneira que a órbita final desejada seja alcançada.

## **ALGORITMOS DE PROCESSAMENTO DE IMAGEM E REDUÇÃO DE RÚIDO PARA UM SENSOR DE ESTRELAS AUTÔNOMO**

**Márcio Afonso Arimura Fialho<sup>1</sup>, Leonel Fernando Perondi<sup>2</sup>**

*<sup>1</sup>DEA/ETE, INPE, Brasil.*

*<sup>2</sup>Direção, INPE, Brasil.*

Neste trabalho serão apresentados os problemas que o ruído presente nas imagens obtidas por um sensor de estrelas gera no processo de detecção de estrelas, assim como técnicas e algoritmos desenvolvidos para contornar estes problemas, de tal forma que a detecção de estrelas ainda seja possível mesmo na presença de ruído e não uniformidade do sinal de fundo. Também será apresentada uma breve revisão bibliográfica sobre o assunto.

Um sensor de estrelas autônomo consiste basicamente de uma câmera fotográfica computadorizada capaz de obter solução de atitude a partir do processamento de imagens geradas pelo sensor de estrelas, sem necessidade de processamento externo.

## **SIMULADOR DE DINÁMICA DE SATÉLITES CON CAPACIDADES DE TIEMPO REAL Y “HARDWARE IN THE LOOP”**

**M. Brito<sup>1</sup>, S. Rodriguez<sup>1</sup>, E. Zapico<sup>2</sup>, L. Murgio<sup>1,3</sup>**

<sup>1</sup> *Centro de Investigaciones Aplicadas, Fuerza Aérea Argentina*

<sup>2</sup> *Depto. Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Argentina*

<sup>3</sup> *Depto. Electrónica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Argentina*

Los desarrollos coincidentes en el tiempo, por parte de grupos de trabajo muy cercanos, de dos proyectos de pequeños satélites ( $\eta$ Sat-IE y  $\mu$ Sat-3) permiten una notable sinergia y economía de esfuerzos de la cual se ven beneficiados ambos proyectos.

Una de las áreas principales donde se produce esta confluencia es en el Sistema de Determinación y Control de Actitud (SDCA); si bien las características y requerimientos de ambos vehículos son distintas, el desarrollo de un Simulador de Vuelo de Alta Fidelidad, con capacidad de incorporación de Hardware en el Lazo (HIL), permite realizar el desarrollo y la simulación de los SDCA de ambos satélites en forma prácticamente simultánea.

En este trabajo se presenta el desarrollo del simulador de vuelo realizado, haciendo hincapié en la incorporación del hardware: sensores (de Sol, Tierra, magnetómetro y girómetros) y actuadores (bobinas magnéticas, ruedas de reacción), así como de la computadora de a bordo (OBC). Se muestran también los dispositivos utilizados para simular las condiciones orbitales, que constan de simuladores de campo magnético, de sol y del horizonte terrestre, capaces de inducir en los sensores distintas combinaciones de posición. Este simulador permite, en el desarrollo del proyecto, verificar rápidamente los algoritmos de control, así como las características de funcionamiento tanto de los sensores y actuadores como de la OBC.

Finalmente, se muestran resultados de calibración del Simulador, así como resultados preliminares del SDCA realizados con la utilización de este simulador.

# MODELING THE FORMATION AND THE EVOLUTION OF THE HD200946 SYSTEM WITH TWO 4/3 RESONANT GIANTS

M.T. Santos<sup>1</sup>, J.A. Correa-Otto<sup>1</sup>, T.A. Michtchenko<sup>1</sup>, S. Ferraz-Mello<sup>1</sup>

<sup>1</sup> IAG, USP, Brasil

HD200964 is suggested to be the first exoplanetary system with two Jovian planets evolving in the 4/3 mean-motion resonance. Previous scenarios to simulate the formation of two giant planets in the stable 4/3 resonance configuration have failed. Moreover, the orbital parameters available in the literature point out to an unstable configuration of the planetary pair.

The purpose of this communication is: i) to determine the orbits of the planets from the RV measurements for the updated value of the stellar mass ( $1.57M_{\text{Sun}}$ ), ii) to analyze the stability of the planetary evolution in the vicinity and inside the 4/3 MMR, and iii) to elaborate a possible scenario of the formation for systems in the 4/3 MMR. We use the model by Correa-Otto et al. (2013) to simulate the formation of the stable planetary pair trapped inside the 4/3 resonance. Our scenario includes an interaction between the type I and type II of migration, planetary growth and stellar evolution from the main sequence to the sub-giant branch. The re-determination of the orbits is done using a Biased Monte Carlo procedure, while the planetary dynamics is studied using numerical tools, such as dynamical maps and dynamical power spectra.

The outcomes of the formation simulations are able to very closely reproduce the 4/3 resonant dynamics of the best-fit configuration obtained in this paper. Moreover, the confidence interval of the fit matches well with the very narrow stable region of the 4/3 mean-motion resonance. The formation process of the HD200964 system is very sensitive to the planetary masses and protoplanetary disk parameters. In fact, only a thin and flat disk allows the embryo-sized planets to reach the 4/3 resonant configuration. The stable evolution of the resonant planets is very sensible to the mass of the central star, due to overlapping high-order resonances inside the 4/3 resonance. Regardless of the very narrow domain of stable motion, the confidence interval of our fit is statistically close to the stability area.



## PROPAGAÇÃO ANALÍTICA E NUMÉRICA DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

M. C. Zanardi<sup>1</sup>, G. B. Motta<sup>2</sup>, T. Pelosi<sup>2</sup>, R. E. S. Cabette<sup>3</sup>, V. Orlando<sup>4</sup>

<sup>1</sup>*Universidade Federal do ABC - UFABC – Santo André – SP*

<sup>2</sup>*Faculdade de Engenharia – FEG/UNESP – Guaratinguetá – SP*

<sup>3</sup>*Universidades Salesianas - UNISAL – Lorena – SP*

<sup>4</sup>*Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE – São José dos Campos - SP*

Neste trabalho é realizada a comparação de resultados obtidos através de duas abordagens, uma analítica e outra numérica, para a propagação do movimento rotacional de satélites artificiais. Em ambas são consideradas as influências dos torques de gradiente de gravidade, aerodinâmico, radiação solar e magnéticos.

Na propagação numérica as equações do movimento são descritas pelas equações de Euler em termos dos componentes da velocidade de rotação e pelas equações cinemáticas do quaternion de atitude. Nesta abordagem é utilizado o método de Runge-Kutta para a integração e a linguagem FORTRAN. Embora as aplicações sejam realizadas para satélites estabilizados por rotação, todo o desenvolvimento do algoritmo é válido para qualquer tipo de satélite.

Na abordagem analítica as equações do movimento são descritas diretamente em termos da magnitude da velocidade e dos ângulos de ascensão reta e declinação do eixo de rotação, sendo utilizado o software MATLAB. Na determinação da solução analítica são utilizados os componentes médios dos torques externos considerados, sendo a solução válida para um período orbital.

Para ambas as abordagens as aplicações são realizadas para os Satélites Brasileiros de Coleta de Dados SCD1 e SCD2, utilizando os dados fornecidos pelo Centro de Controle de Satélites – CCS do INPE. Os resultados são discutidos em termos da velocidade de rotação, ângulos de ascensão reta e declinação do eixo de rotação e do erro de apontamento.

As comparações dos resultados são úteis para validar as simplificações realizadas na abordagem analítica. Os resultados apontam para uma boa concordância com os dados reais dos satélites, com os erros permanecendo dentro da faixa de precisão requerida nas missões dos satélites.

## CO-ORBITAL MOTION IN 3D: HIGH INCLINATION AND RETROGRADE ORBITS

M.H.M. Morais<sup>1</sup>, F. Namouni<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *DEMAC-IGCE, Unesp, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatoire de la Côte d'Azur, France.*

We extend our previous work on 2D retrograde resonance to 3D in the case of the 1/1 resonance. Our model is the restricted 3-body problem consisting of a star, planet and testparticle, both in the CR3BP (planet with circular orbit) and ER3BP (planet with eccentric orbit). In the CR3BP we show how the 2D co-orbital modes persist as we change the relative inclination, and how new co-orbital modes and secular resonances appear. Finally, we analyze the stability of these co-orbital modes in the ER3BP.

**ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO MOVIMENTO ORBITAL DE SATÉLITES  
ARTIFICIAIS GANIMEDIANOS DEVIDO À AÇÃO DE FORÇAS DERIVADAS  
DO POTENCIAL GRAVITACIONAL DE GANIMEDES**

**Maria Lívia G. T. X. Da Costa<sup>1,2</sup>, Rodolpho Vilhena de Moraes<sup>1</sup>, Antônio F. B. A.  
Prado<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*UNIFESP-ICT, Brasil.*

<sup>2</sup>*INPE, DMC, Brasil.*

Recentes missões espaciais apontam interesse na exploração de satélites galileanos, entre eles, Ganimedes. Neste trabalho, são analisadas as mudanças no comportamento orbital de satélites artificiais ganimedianos, considerando a ação de forças perturbativas, derivadas do potencial gravitacional do corpo central. Utilizando as equações planetárias de Lagrange e levando em conta a distribuição não uniforme de massa de Ganimedes, incluindo harmônicos conhecidos para esta lua, as equações são integradas, obtendo-se a variação temporal dos elementos orbitais keplerianos do satélite artificial. Inclinações críticas e órbitas heliossícronas também são consideradas. Soluções analíticas aproximadas são comparadas com o resultado de algumas simulações numéricas.

## MANOBRAS ORBITAIS COM PROPULSÃO CONTÍNUA PARA ALCANÇAR OS PONTOS L1, L2 E L3 DO SISTEMA TERRA-LUA

Maria Rita da Silva<sup>1</sup>    Evandro Marconi Rocco<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, Brasil.*

Objetiva-se calcular e analisar manobras orbitais para transferir um veículo espacial de uma órbita de baixa altitude em torno da Terra para cada um dos três pontos colineares lagrangianos L1, L2 e L3 do sistema Terra-Lua considerando as perturbações das forças gravitacionais do Sol, da Lua e da Terra sobre o satélite.

Para isso, inicialmente, calculam-se as manobras orbitais bi-impulsivas por meio da solução do problema de valor de contorno em dois pontos. Dessa forma, determinam-se os incrementos de velocidade que devem ser aplicados no ponto inicial da órbita de transferência, para que o veículo deixe a órbita inicial, e no ponto final da órbita de transferência, para que o veículo seja injetado na órbita final, de maneira a alcançar o ponto lagrangiano desejado. Entretanto, manobras impulsivas não são capazes de serem executadas devido a impossibilidade de aplicação de força propulsiva infinita, já que para alterar a velocidade orbital instantaneamente, como é exigido na abordagem impulsiva, a magnitude do empuxo aplicado deve ser infinita. Porém, a abordagem impulsiva pode ser uma primeira aproximação para o estudo de manobras de veículos espaciais, principalmente durante o processo de otimização do consumo de combustível quando busca-se a manobra de mínimo incremento de velocidade total.

Após o cálculo das manobras impulsivas e a determinação da manobra ótima por meio da varredura das soluções encontradas, uma abordagem mais realista é utilizada considerando que ao invés de impulsos os incrementos de velocidade serão aplicados ao longo de arcos de propulsão contínua de acordo com a capacidade do sistema de propulsão. A comparação entre as duas abordagens é feita de maneira a determinar a diferença no incremento de velocidade total entre as abordagens impulsivas e não-impulsiva para o problema de enviar um veículo espacial para os pontos lagrangianos colineares do sistema Terra-Lua.

# ANÁLISE DOS PONTOS DE EQUILÍBRIO DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS EM ÓRBITAS ELÍPTICAS

Mariana A. R. Almeida<sup>1</sup>, Maria Cecília Zanardi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

<sup>2</sup> UFABC, Brasil.

Este trabalho tem por objetivo analisar a estabilidade do movimento rotacional de satélites artificiais com momentos principais de inércia distintos, em órbita elíptica, sob a influência do torque de gradiente de gravidade, usando as variáveis de Andoyer. Tais variáveis, além do fato de possuírem significado físico, são convenientes para aplicação de métodos de teoria de perturbação, quando se deseja fazer uma abordagem analítica ao movimento rotacional, sendo também convenientes para a aplicação de métodos de estabilidade para sistemas Hamiltonianos, que é o foco desse trabalho.

Tais variáveis estão associadas com 3 coordenadas generalizadas e respectivos momentos generalizados. As coordenadas generalizadas são dadas pelos ângulos:

- $l_1$  representa o ângulo entre a interseção do plano principal  $xy$  com o plano perpendicular ao momento angular  $x_m y_m$  e o eixo principal do satélite  $Ox$ .
- $l_2$  representa o ângulo entre a interseção do plano do momento angular  $x_m y_m$  com o plano equatorial  $XY$  e a interseção do plano principal  $xy$  com o plano do momento angular  $x_m y_m$ .
- $l_3$  representa o ângulo entre o eixo equatorial  $OX$  e a interseção do plano do momento angular  $x_m y_m$  com o plano equatorial  $XY$ .

Os momentos generalizados são definidos por:

$L_1$  a projeção do vetor do momento angular no eixo principal  $Oz$ .

$L_2$  o módulo do momento angular de rotação.

$L_3$  a projeção do vetor do momento angular no eixo equatorial  $OZ$ .

Inicialmente são estabelecidos os pontos de equilíbrio das equações do movimento. A análise da estabilidade destes pontos é realizada com o teorema de Kovalev e Savchenko, o qual requer a redução da Hamiltoniana na forma normal até quarta ordem, por meio de transformações canônicas em torno dos pontos de equilíbrio. Um algoritmo já desenvolvido para um satélite simétrico e em órbita circular é adaptado para o problema em estudo.

Aplicações são realizadas para um satélite de médio porte, com alguns dados similares a satélites reais, utilizando o software MATHEMATICA.

Em comparação com trabalhos anteriormente realizados para satélites simétricos e em órbita circulares, deve ser estabelecido se houve um aumento no número de pontos estáveis e se a utilização das variáveis de Andoyer ainda se mostra adequada para a análise da estabilidade do movimento Rotacional.

Apoio: CNPq, FAPESP (Proc. n. 2012/21023-6)

# PERIODIC ORBITS AROUND L3 OF THE SPATIAL CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM

M. Frassetto Malvezzi<sup>1</sup>, P.A. Sousa-Silva<sup>1</sup>, M.O. Terra<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Mathematics Department – ITA, Brasil.*

The goal of this work is to compute families of periodic orbits around the Lagrangian point L3 of the Spatial Circular Restricted Three-body Problem (SCR3BP) considering different values of the mass parameter corresponding to subsystems of the Solar System, and compare their dynamical characteristics. In particular we are interested in the Sun-Jupiter and Earth-Moon systems.

These preliminary results are part of a systematic investigation that aims to relate the invariant structures of the central manifold of L3 with the practical stability domains which exist around the triangular points of the SCR3BP.

## DYNAMICAL EVOLUTION OF V-TYPE PHOTOMETRIC CANDIDATE IN THE CENTRAL AND OUTER MAIN-BELT

M. E. Huaman<sup>1</sup>, V. Carruba<sup>1</sup>, R. C. Domingos<sup>2</sup>, D. Souami<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Univ. Estadual Paulista, Grupo de Dinâmica Orbital e Planetologia, Guaratinguetá, SP – Brasil.*

<sup>2</sup> *UNESP, Univ. Estadual Paulista, São João da Boa Vista, SP – Brasil.*

<sup>3</sup> *SYRTE, Observatoire de Paris, Systmes de Reference Temps Espace, UPMC, Paris, France.*

V-type asteroids are associated with basaltic composition, and are supposed to be fragments of crust of differentiated objects. Most V-type asteroids in the main belt are found in the inner main belt, and are either current members of the Vesta dynamical family (Vestoids), or past members that drifted away. However, several V-type photometric candidates have been recently identified in the central and outer main belt.

The origin of this large population of V-type objects is not well understood, less attention has been given to the orbital evolution of basaltic material in the center and outer main belt as a whole. Since it seems unlikely that Vestoids crossing the 3J:-1A and 5J;2A mean-motion resonance with Jupiter. In this work, we investigated a possible origin of the bodies from local sources, such as the parent bodies of the Eunomia, Merxia and Agnia of the asteroid families in the central main belt, and Dembowska, Eos and Magnya of the asteroid families in the outer main belt. Our results show that dynamical evolution from the parent bodies of the Eunomia and Merxia/Agnia families on timescales of 2 Byr or more could be responsible for the current orbital location of most of V-type photometric candidates in the center main belt.

Moreover, is observed, contrary to case of the central main belt, mixing between different zones material may occur in somewhat larger proportion (up to 5%), but communication across the 7J:-3A mean-motion resonance seems an unlikely event for km-sized asteroid. Mixing between the Magnya and Eos population could be possible, but not on scales large enough to rule out a three source scenario.

**MOTION OF THE BALLS, SLIDING FRICTION, AND INTERNAL LOAD DISTRIBUTION IN A HIGH-SPEED BALL BEARING SUBJECTED TO A COMBINED RADIAL, THRUST, AND MOMENT LOAD**

**M. C. Ricci<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*DMC, INPE, Brasil.*

A numerical procedure for determining the motion of the balls, sliding friction and internal loading distribution computation in a high-speed, single-row, angular-contact ball bearing, subjected to a known combined radial, thrust and moment load, which must be applied to the inner ring center of mass, is presented. For each step of the procedure it is required the iterative solution of  $9Z + 3$  simultaneous non-linear equations – where  $Z$  is the number of the balls – to yield exact solution for contact angles, ball attitude angles, rolling radii, normal contact deformations and axial, radial, and angular deflections of the inner ring with respect the outer ring.

**Keywords:** ball, bearing, high-speed, load, numerical, method.



## RESONANT MODES OF DRIFT WAVES IN TOROIDAL MAGNETIC CONFINEMENT

K. C. Rosalem<sup>1</sup>, M. Roberto<sup>1</sup>, I. L. Caldas<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Departamento de Física, ITA, Brazil.*

<sup>2</sup> *Instituto de Física, USP, Brazil.*

We investigate the particle transport driven by drift waves originates at the plasma edge using a kinetic model of guiding-center of motion. The particle orbits are submitted to the electrostatic fluctuating potential in a toroidal magnetic confinement. Particular interest of this model is addressed to the turbulence by drift waves in tokamak plasmas [1].

The particle orbits are obtained by integration of canonical motion equations by considering the total flux formed by equilibrium profiles of electric and magnetic fields and resonant spatial modes of drift waves. We analyzed the particle transport dependence upon to the electric and magnetic radial profiles through the Poincaré maps and resonance conditions. In addition, a discrete model has been derived by assuming infinite time modes and impulsive iterations for a given fixed time. One can observe the electric and magnetic shear effects and the particle orbits dependence upon to the parallel velocity along the magnetic field by using this discrete model.

Chaotic transport at the plasma edge can be reduced by properly modifying the electric and magnetic shears [2]. In case of non-monotonic radial electric field profile, we observe the non-twist transport barrier as a shearless curve identified by the extreme value of rotational number profile in between the invariant curves. We also observed this barrier displaced from the shearless point due to the combined presence of electric and magnetic shears.

[1] W. Horton, H.-B. Park, J.-M. Kwon, D. Strozzi, P.J. Morrison and D.-I. Choi, *Drift wave test particle transport in reversed shear profile*, Phys. Plasmas **5**, 3910 (1998).

[2] K.C. Rosalem, M. Roberto and I.L. Caldas, *Influence of the electric and magnetic shears on tokamak transport*, Nucl. Fusion **54**, 064001 (2014).

## APLICAÇÃO DE FILTROS DE SINAIS PARA ANÁLISE DE INFORMAÇÕES DE UNIDADES DE MEDIDA INERCIAIS

M.N. Pontuschka<sup>1</sup>, I.M. da Fonseca<sup>2,3</sup>, M.A.A. Melo<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Departamento de Computação, PUC-SP, Brasil.

<sup>2</sup> Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.

<sup>3</sup> Divisão de Mecânica Aeronáutica, ITA, Brasil.

<sup>4</sup> Departamento de Engenharia, PUC-SP, Brasil

Aplicações aeroespaciais são muito importantes para o programa tecnológico brasileiro. Neste contexto, sistemas de controle de órbita e atitude (AOCS - *Attitude and Orbit Control Subsystem*) e sistemas FDIR associados (*Fault Detection, Isolation and Recovery*) são componentes estratégicos e de indiscutível interesse para o programa espacial brasileiro. Os sistemas de AOCS e FDIR são usados em controle de navegação de aviões, satélites, foguetes entre outros. Estes sistemas utilizam sensores de navegação inercial como acelerômetros e giroscópios os quais fornecem sinais elétricos para o sistema de controle de atitude. Estes sensores podem estrategicamente trabalhar juntos para uma determinação mais precisa da navegação. Em geral, o sistema como um todo apresenta não linearidades o que por vezes dificulta a interpretação correta do sinal. Para isso, filtros são necessários para eliminar ruídos e aumentar a confiabilidade da interpretação correta da informação de atitude do satélite.

Neste trabalho apresentamos uma coleção de filtros utilizados nestes sistemas de navegação inercial possibilitando a fusão das informações dos sensores, sendo fundamentalmente composto pelo filtro de Kalman em suas derivações (*Extended Kalman filter* e *Unscented Kalman filter*). Estes filtros podem ser utilizados para a estimação de estado de um sistema além de também filtrar sinais com ruído. Também apresentamos filtros lineares passa baixas, média móvel e não lineares tipo filtro mediano para a remoção de ruídos gaussianos e impulsivos, atuando em conjunto com o filtro de Kalman, em uma estrutura de combinação de filtros. Os filtros são parametrizáveis em ordem, frequência de amostragem e frequência de corte possibilitando sua modificação por software.

## ROTAÇÃO DIFERENCIAL DE SATÉLITES REGULARES (TITAN, ENCELADUS, EUROPA E GANIMEDES)

Nelson Callegari Júnior<sup>1</sup>

<sup>1</sup> UNESP - Instituto de Geociências e Ciências Exatas - Rio Claro (SP)

Estudos da evolução dinâmica da rotação de satélites regulares de Júpiter e Saturno são importantes em diversos temas relacionados com planetologia e geofísica desses corpos [1,2]. Abordagens clássicas, e.g. [3], tratam os satélites como corpos rígidos homogêneos com movimento de rotação em torno de um eixo principal de inércia.

Trabalhos recentes, e.g. [4], abandonam a hipótese de homogeneidade e consideram modelos de rotação diferencial de diferentes camadas rígidas interiores. Assim, pode-se estimar, a partir de aproximações analíticas das equações de movimento de rotação, a amplitude de diversas perturbações que não estariam presentes em modelos homogêneos, tal como interação gravitacional entre diferentes camadas internas.

Neste trabalho, mostramos os primeiros resultados de integrações numéricas das equações *exatas* de movimento de rotação diferencial com modelos de estrutura não homogênea para Titan, Enceladus, Europa e Ganimedes. Os espaços de fase de rotação desses corpos são investigados via análise espectral [5,6]. Regiões importantes, tal como o sincronismo, são estudadas detalhadamente, e os resultados são comparados com simulações considerando modelos homogêneos. Essas simulações permitem quantificar numericamente os efeitos de interação entre camadas no movimento atual de rotação para cada um dos satélites, considerando grandes intervalos de parâmetros de estrutura interna. Em particular, para condições iniciais em torno das separatrizes das principais ressonâncias spin-órbita e secundárias, as perturbações devido à não homogeneidade podem também ser analisadas, assim como o papel delas em cenários de evolução prováveis.

- [1] Peale, S. J.. Orbital resonances, unusual Configurations and exotic rotation states among planetary satellites. In: J. A. Burns (ed), Satellites, 159-223 (1986)
- [2] Ferraz-Mello, S.. Tidal synchronization of close-in satellites and exoplanets. A rheophysical approach. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 116, 109-140 (2013)
- [3] Goldreich, P., Peale, S.. Spin-orbit coupling in the solar system. *Astronomical Journal*, 71, 425-437 (1966)
- [4] Van Hoolst, T.; Rambaux, N.; Karatekin, O.; Dehant, V.; Rivoldini, A.. The librations, shape, and icy shell of Europa. *Icarus*, 195, 386-399 (2008)
- [5] Callegari Jr., N., Rodríguez, Á.. Dynamics of Rotation of Super-Earths. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 116, 389-416 (2013)
- [6] Callegari Jr., N., Batista Ribeiro, F.. The spin-orbit resonant problem including core-mantle gravitational coupling. *Comp. Appl. Math.* DOI 10.1007/s40314-014-0182-3 (2014)

# CAPTURA GRAVITACIONAL DE PEQUENOS CORPOS POR ARRASTO EM UM GÁS MODELADO USANDO EQUAÇÕES HIDRODINÂMICAS

Nicole Pereira de Lima<sup>1</sup>, Ernesto Vieira Neto<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Grupo de Dinâmica Orbital e Planetologia, Unesp - Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Brasil.*

Neste trabalho modelamos a dinâmica da captura de asteroides que sofrem encontros próximos com algum planeta que esteja envolto por um envelope de gás. A trajetória do asteroide é tal que possui as condições necessárias para que haja a captura gravitacional temporária, posteriormente o gás que forma a atmosfera estendida do planeta, transforma a trajetória em torno do planeta em uma captura permanente. Trazemos como inovação a utilização gás com um modelo hidrodinâmico, em oposição aos modelos exponenciais normalmente usados.

Após adquirirmos certa experiência com o modelo, começamos o processo de desenvolvimento de um programa que utiliza o gás gerado de forma hidrodinâmica, e integra a trajetória do asteroide usando as informações de arrasto (densidade e campo de velocidades) deste gás. Um programa chamado Fargo foi usado para criar o envelope gasoso em torno do planeta. No momento estamos simulando trajetórias de partículas que são capturadas temporariamente e estudando os efeitos gerados pelo gás hidrodinâmico.

## UMA HIPÓTESE DE FORMAÇÃO DO ARCO DO ANEL G

N. C. S. Araújo<sup>1</sup>, E. V. Neto<sup>1</sup>, B. Sicardy<sup>2</sup>, D. W. Foryta<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Unesp, Univ. Estadual Paulista, Campus Guaratinguetá, Brasil

<sup>2</sup> Université Pierre et Marie Curie & Observatoire de Paris, Paris, França

<sup>3</sup> UFPR, Univ. Federal do Paraná, Curitiba, PR, Brazil

A partir de 2004, as imagens das câmeras a bordo da sonda Cassini revelaram a existência de vários pequenos satélites no sistema de Saturno. E entre eles três que possuem arco de partículas, Methone, Anthe e Aegaeon. Esses objetos e seus respectivos arcos estão em ressonância de corrotação de 10:11, 14:15 e 7:6 respectivamente com Mimas. A origem desses arcos é desconhecida. É conhecido da literatura e nós mostramos numericamente neste trabalho que a captura de partículas na ressonância de corrotação depende do aumento da excentricidade do corpo perturbador. Supomos que Mimas sofreu algum evento no passado que aumentou sua excentricidade. Como há trabalhos afirmando que Mimas entrou em ressonância com Enceladus ou Dione no passado, enquanto suas excentricidades eram próximas de zero, aumentando, e até ultrapassando os valores atuais de excentricidade de Mimas. Entretanto, é destacado que esse evento foi temporário, pois atualmente Mimas não está em ressonância nenhum desses satélites. Assim, neste trabalho através de simulações numéricas e estudos analíticos verificamos qual cenário é o ideal para modificar a excentricidade de Mimas, provocando a captura de partículas em ressonância de corrotação e formando o arco. O arco do anel G foi escolhido para tal análise.

## OPERAÇÕES DE MANIPULADORES ROBÓTICOS ESPACIAIS

O. Saotome<sup>1</sup>, I.M. da Fonseca<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup> *Engenharia Eletrônica, ITA, Brasil*

<sup>2</sup> *Engenharia Mecânica Aeronáutica, Dpto. Mecatrônica, ITA, Brasil.*

<sup>3</sup> *DMC, INPE, Brasil*

O cenário das operações robóticas no espaço é bastante diferente do cenário de operações em Terra. Aspectos como microgravidade, radiação, temperaturas extremas afetam significativamente as operações dos robôs espaciais. Sob o ponto de vista da Dinâmica um dos aspectos mais importantes a ser considerado é o fato dos robôs espaciais operarem sobre base não inercial. Este fato está associado à microgravidade que caracteriza o ambiente espacial. Na ausência de peso o robô ou sua base se torna um dispositivo flutuante. Toda ação do robô acarreta uma reação na sua base. Caso não esteja fixo numa base, o robô torna-se um corpo flutuante e seus graus de liberdade tem que ser controlados para compensar problemas associados à Lei da Ação e Reação de Newton.

De acordo com o Comitê Técnico de Robótica Espacial a robótica espacial se dividida em duas categorias, a da robótica orbital e a dos exploradores planetários (rovers). Os exploradores planetários requerem cuidadoso projeto levando em conta as características do relevo dos planetas e/ou suas luas, das características da superfície e do ambiente operacional com características diferentes da Terra como gravidade local, radiação, temperatura e riscos de toda sorte.

Neste trabalho o foco é nas operações com manipuladores robóticos como componentes de veículos espaciais. É apresentado e discutido o ambiente operacional dos referidos manipuladores, a interação da dinâmica do robô com o veículo espacial e os efeitos das operações sobre base não inercial no desempenho das operações do robô.

## ON THE DYNAMICS OF CHARIKLO'S RINGS UNDER CLOSE ENCOUNTERS WITH THE GIANT PLANETS

Rosana A.N. Araujo<sup>1</sup>, Rafael Sfair<sup>1</sup>, **Othon C. Winter**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Grupo de Dinâmica Orbital & Planetologia. UNESP, Brazil*

Recently, the Centaur named Chariklo was found to harbor two narrow rings. The rings are in the equatorial plane and have circular orbits, with the orbital radii of 391 km and 405 km. Chariklo has an orbital semi-major axis of about 15.8 AU, eccentricity around 0.175, orbital inclination of about 23.4°, and a physical mean radius of ~124 km. Since, along their lifetime (of the order of 10 Myears), Centaurs are subject to close gravitational encounters with the giant planets, in the present work, we investigate the stability of the rings of Chariklo when perturbed by such encounters. Our approach consisted of numerical integrations for 100 Myrs of a system composed by the Sun, the eight planets, and a sample of 729 objects with the same mass and radius of Chariklo, but with small deviations in the orbital elements. The encounters of those clones within 1 Hill's radius of each planet were recorded. Almost half of them occurred with Uranus, about one quarter with Saturn, while Jupiter and Neptune had ~17% and ~9% of the encounters, respectively. Considering only those encounters that took place within ten times the rupture radius, we simulated them again with a set of massless particles distributed from 200 km to 1000 km, in equatorial circular orbits around Chariklo, with a random angular distribution. The results showed that there are some encounters with Jupiter and Saturn which are able to completely remove the rings. While the encounters with Uranus and Neptune are almost negligible on the dynamics of the particles, no single particle was lost and the rings were not significantly disturbed.

## CAPTURA DE PLANETESIMALES DEBIDO A LA MIGRACIÓN EN DISCOS PROTOPLANETARIOS

Pablo Lemos<sup>1</sup>, Tabaré Gallardo<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Astronomía de la Facultad de Ciencias, UdelaR, Uruguay

En este trabajo se pretende estudiar la captura temporal como satélites o cuasisatélites de planetesimales debido a encuentros provocados por la migración de un planeta gigante embebido en un disco protoplanetario.

Como es sabido, al inicio de la evolución de los discos protoplanetarios los planetas migran en un régimen llamado migración tipo I, que está caracterizado por ser la escala de tiempo de migración proporcional a la masa del planeta. Esto genera que los planetesimales tengan una migración despreciable con respecto al planeta gigante. Nuestra suposición es que un planeta gigante externo a una nube de planetesimales puede tener encuentros cercanos con ellos debido a esta migración y generar cambios significativos en su evolución dinámica, llegando incluso a generar capturas, temporales o permanentes.

En nuestro estudio utilizamos una combinación de diversos programas, como el código *FARGO* para obtener un modelo dinámico de migración y una versión modificada del integrador de N cuerpos *Mercury* para realizar simulaciones con muchos cuerpos y poder así hacer un análisis estadístico.



# APPLYING THE BOOTSTRAP PARTICLE FILTER TO THE HIGHLY NONLINEAR ORBIT DETERMINATION PROBLEM

P.C.P.M. Pardal<sup>1</sup>, R.V. de Moraes<sup>2</sup>, H.K. Kuga<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Escola de Engenharia de Lorena, USP, Brasil.*

<sup>2</sup> *Instituto de Ciência e Tecnologia, UNIFESP, Brasil.*

<sup>3</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil..*

The purpose here is to discuss the highly nonlinear nature of the problem that involves state estimation applied to orbit determination. Dealing with such problem can significantly improve the performance of particle filters, and can make the difference between success and failure.

The nonlinear particle filter used is based on the bootstrap filter for implementing recursive Bayesian filters. It is a statistical, brute-force approach to estimation that often works well for systems that are highly nonlinear. Here, the bootstrap particle filter will be implemented with resampling and a scheme for combating sample impoverishment.

In this work, the application consists of determining the orbit of an artificial satellite using real data from the GPS receivers. This is a nonlinear problem, with respect to the dynamics and the measurements equations, in which the disturbing forces are not easily modeled. The problem of orbit determination consists essentially of estimating values that completely specify the body trajectory in the space, processing a set of observations that can be collected through a tracking network grounded on Earth or through sensors, like space GPS receivers onboard the satellite. The GPS is a wide spread system that allows computation of orbits for artificial Earth satellites by providing many redundant measurements. Throughout an onboard GPS receiver it is possible to obtain nonlinear measurements (pseudoranges) that can be processed to estimate the orbital state.

In this orbit determination problem the focus is to evaluate how the dynamical model complexity affects the bootstrap filter performance, in terms of convergence behavior. This approach is interested in the nonlinearities due to the model adopted. The standard differential equations describing the orbital motion and the GPS measurements equations are adapted for the nonlinear particle filter, so that the bootstrap algorithm is also used for estimating the orbital state.

The discussion to be presented will be evaluated through convergence speed and computational implementation complexity, comparing the bootstrap algorithm results obtained for each technique that deals with sample impoverishment. Based on the analysis of such criteria, the advantages and drawbacks of the implementations will be presented.

# SDRE, AN ADAPTIVE METHOD WITH WEIGHT MATRIX AS A FUNCTION OF THE STATE TO DESIGN A ROTATORY FLEXIBLE SYSTEM CONTROL LAW

P. Bigot<sup>1</sup> e Luiz Carlos Gadelha de Souza<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, Brazil*

One of the most well-known techniques of optimal control is the theory of Linear Quadratic Regulator (LQR). This method was originally applied only to linear systems but has been generalized for non-linear systems: the State Dependent Riccati Equation (SDRE) technique. One of the advantages of SDRE is that the weight matrix selection is the same as in LQR. The difference is that weights are not necessarily constant: they can be state dependent. Then, it gives an additional flexibility to design the control law. Many are applications of SDRE for simulation or real time control but generally SDRE weights are chosen constant so no advantage of this flexibility is taken. This work serves to show through simulation that state dependent weights matrix can improve SDRE control performance. The system is a non-linear flexible rotatory beam. First, SDRE theory is briefly explained and the non-linear model detailed. Then, influence of SDRE weight matrix  $Q$  associated with states is analysed to get some insight in order to assume a state dependent law. Finally, these laws are tested and compared to constant weight matrix. Basing on simulation results; one concludes showing the benefits of using an adaptive weight  $Q$  rather than a constant one.

# COORBITAL MOTION OF PLANETS AND SATELLITES: FROM ORBITS TO ROTATIONS

**Philippe Robutel**

*Institut de Mécanique Céleste et de Calculus des Éphémérides – IMCCE  
Observatoire de Paris  
França*

After having reviewing the coorbital bodies in the solar system, an analytical Hamiltonian formalism adapted to the study of the motion of two planets in co-orbital resonance will be presented. The model, which is valid in the entire co-orbital region, possesses an integrable approximation modeling the planar and quasi-circular motions. Then, focusing on the fixed points of this approximation, I will highlight relations linking the eigenvectors of the associated linearized differential system and the existence of certain remarkable orbits like the elliptic Eulerian and Lagrangian configurations, the anti-Lagrange (Giuppone et al. in MNRAS 407:390–398, 2010) orbits and some second sort orbits discovered by Poincaré. In the second part of the talk, using simple representations of the coorbital motion, we will explore the rotation of coorbital bodies. It will be shown that the rotation of coorbital bodies can be chaotic even in quasi-circular orbital motion.

# HYPERBOLIC DYNAMICAL STRUCTURES IN THE SPATIAL CRTBP: EFFICIENT NUMERICAL METHODS AND RESULTS FOR THE SUN- JUPITER SYSTEM

P.A. Sousa-Silva<sup>1</sup>, M.O. Terra<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Mathematics Department – ITA, Brasil.*

The invariant manifolds of hyperbolic structures of dynamical systems organize the behavior of general solutions in the phase space. Thus, they are fundamental to understand and control the evolution of solutions in any nonlinear system with practical interest.

In the last years, modern space mission design has been extensively benefited by the use of the invariant structures of the Circular Restricted Three-Body Problem (CRTBP). In particular, the stable and unstable invariant manifolds associated to the hyperbolic solutions around the collinear libration points of the CRTBP have been used to fulfill mission requirements that otherwise would have been impossible. For example, the probes of the ARTEMIS mission navigated into orbit around the Earth-Moon libration point  $L_1$  and then crossed over to orbit around  $L_2$  to perform observations of the Moon, the solar wind, and Earth's magnetotail.

Also, the hyperbolic invariant structures of the CRTBP provide elements to understand and explain the behavior of natural small bodies in the Solar System. In particular, the CRTBP allows for a description of some domains of practical stability that often appear in nature. These regions at which trajectories remain confined for very long time spans are related, for example, to the existence of Trojan asteroids that follow the orbit of Jupiter around the Sun.

In this work, our goal is to obtain invariant objects related to the practical stability domains around the triangular equilibrium points of the CRTBP in the Sun-Jupiter system. We discuss and implement efficient numerical methods to compute and investigate hyperbolic dynamical structures in the spatial CRTBP. In particular, we are interested in the center manifold of  $L_3$  of the Sun-Jupiter system, namely hyperbolic periodic orbits and two-dimensional tori with their stable and unstable invariant manifolds.

## THE EVOLUTION OF A PLUTO-LIKE SYSTEM DURING THE MIGRATION OF THE ICE GIANTS

P. Pires<sup>1</sup>, S.M. Giuliatti Winter<sup>1</sup>, R. Gomes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

<sup>2</sup> Observatório Nacional, ON, Brasil.

The planetary migration of the Solar System giant planets in the framework of the Nice model (Tsiganis, K., Gomes, R., Morbidelli, A., Levison, H.F. [2005]; Morbidelli, A., Levison, H.F., Tsiganis, K., Gomes, R. [2005]; Gomes, R., Levison, H.F., Tsiganis, K., Morbidelli, A. [2005]) creates a dynamical mechanism which can be used to explain the distribution of objects currently observed in the Kuiper belt (e.g., Levison, H.F., Morbidelli, A., Vanlaerhoven, C., Gomes, R., Tsiganis, K. [2008]). Through this mechanism the planetesimals within the disk, heliocentric distance ranging from beyond Neptunes orbit to approximately 34 AU, are delivered to the belt after a temporary eccentric phase of Uranus and Neptunes orbits. We reproduced the mechanism proposed by Levison et al. to implant bodies into the Kuiper belt. The capture of Pluto into the external 3:2 mean motion resonance with Neptune is associated with this gravitational scattering model. We verified the existence of several close encounters between the ice giants and the planetesimals during their outward radial migration, then we believe that the analysis of the dynamical history of the plutonian satellites during this kind of migration is important, and would provide some constrains about their place of formation within the primordial planetesimal disk or *in situ*. We performed *N*-body simulations and recorded the trajectories of the planetesimals during close approaches with Uranus and Neptune. Close encounters with Neptune are the most common, reaching approximately 1200 in total. A Pluto similarly sized body assumed the hyperbolic trajectories of the former primordial planetesimal with respect to those giant planets. We assumed the current mutual orbital configuration and sizes for Plutos satellites, then we found that the rate of destruction of systems similar to that of Pluto with closest approaches to Uranus or Neptune  $<0.10$  AU is 40%, i.e. these close approaches can lead to ejections of satellites or to changes in the satellites eccentricities at least 1 order of magnitude larger than the currently observed. However, we also found that the number of closest approaches which the minimum separation to Uranus or Neptune  $<0.10$  AU is negligible, reaching 6%. In the other 60% of close encounter histories with closest approaches  $>0.10$  AU, none of the systems have been destroyed. The latter sample concentrates 94% of closest approaches with the ice giants. Recall that throughout the early history of the Solar System giant impacts were common (McKinnon, W.B. [1989]; Stern, A. [1991]; Canup, R.M. [2005]). Also, impacts capable of forming a binary like Pluto-Charon can occur possibly prior to 0.51 Gyr (Kenyon, S.J., Bromley, B.C. [2014]), and small satellites such as Nix and Hydra can grow in debris from the giant impact (e.g., Canup, R.M. [2011]). Thus, we conclude that if Pluto and its satellites were emplaced into the KB from lower heliocentric orbits, then the Pluto system could survive the encounters that may have happened for emplacement of the Plutinos through the mechanism proposed by Levison et al.

## TÉCNICAS AVANÇADAS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE NO ESPAÇO DE ESTADOS

**R. B. Machado<sup>1</sup>**, A. Estevam<sup>1</sup>, M. C. Ricci<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>*Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF, Brasil.*

<sup>2</sup>*DMC, INPE, Brasil.*

As técnicas clássicas e modernas de projeto de sistemas de controle são utilizadas para satisfazer requisitos específicos. Dependendo do requisito – erro em regime, transiente, margens de estabilidade ou colocação de polos – um determinado compensador tem que ser projetado para que se atinjam as especificações desejadas. Por exemplo, o diagrama de Bode permite satisfazer os requisitos de margem de fase e erro estacionário, mas as características de resposta ao degrau podem não ser desejáveis. As técnicas no espaço de estados baseadas em observadores permitem a colocação arbitrária de polos, mas as margens de estabilidade não podem ser controladas diretamente. Nenhuma das técnicas citadas permite endereçar questões práticas como incerteza em modelos de plantas ou limites nos sinais de atuadores. Nenhuma das técnicas resulta no melhor desempenho possível. Este trabalho aborda algumas destas questões. Em particular são apresentadas técnicas baseadas em otimização, que resultam em soluções ótimas.

## TRANSPORTE CAÓTICO COM CISALHAMENTO MAGNÉTICO

**Rafael Ferro, Iberê L. Caldas**

*Instituto de Física, Universidade de São Paulo, Brasil*

O transporte caótico de partículas, que limita o confinamento magnético do plasma em tokamaks, é causado por ondas de deriva na borda do plasma. Nós investigamos esse transporte com mapas simpléticos, obtidos de um modelo Hamiltoniano que descreve barreiras de transporte devido a interações não-lineares entre o fluxo do plasma e as ondas ressonantes. O modelo é aplicado ao Texas Helimak, uma máquina em que o campo magnético é formado por um campo toroidal principal e um campo vertical menos intenso, de forma que as linhas de campo formam helicoides. No equilíbrio, o plasma está imerso em um potencial eletrostático e um campo magnético com um perfil radial com cisalhamento. Esse equilíbrio é perturbado por ondas de deriva eletrostáticas de diferentes números de onda e frequência. Nós verificamos como os perfis radiais do potencial elétrico e do campo magnético influenciam o transporte caótico. Além disso, mostramos também a influência dos parâmetros das perturbações no transporte investigado.

## DINÂMICA COLISIONAL ENTRE UM DETRITO E UM SATÉLITE COM FORÇA DE ARRASTO ATMOSFÉRICO

**R.R.Sousa<sup>1</sup>**, E. Vieira Neto<sup>2</sup>, A.D.Jesus<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Unesp, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho, Brasil.*

<sup>2</sup> *Unesp, Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho, Brasil.*

<sup>3</sup> *UEFS, Universidade Estadual de Feira de Santana, Brasil.*

O crescente número de detritos espaciais está ameaçando a tecnologia e a ciência adquirida por missões espaciais. Ainda não foram encontradas soluções definitivas para evitar a destruição dos veículos espaciais na colisão com estes detritos espaciais, embora a busca por alternativas é constante e, estima-se que a geração de mais detritos produzidos pela reação em cadeia nestas colisões são suficientes para inviabilizar as missões espaciais por décadas. Apresentamos um estudo baseado no trabalho de Jesus et al (2012) para estudar o efeito da força de arrasto atmosférico nas condições iniciais favoráveis a colisão entre um detrito espacial e um veículo espacial em uma configuração orbital em que o veículo se encontra em órbita circular ao redor da Terra e ambos os objetos estão na região orbital de LEO. Simulamos numericamente as equações do movimento com uma força de arrasto atmosférico conforme o modelo de Adachi et al (1976) e obtemos uma nova configuração de elementos orbitais dos objetos e portanto novas condições iniciais de colisão entre os objetos. Estas novas condições iniciais de colisão serão utilizadas para realizar manobras de evasão com um sistema de propulsão qualificado por parâmetros tecnológicos.



## OS ANÉIS DE POEIRA DE URANO DURANTE O EQUINÓCIO DE 2007

R. Sfair<sup>1</sup>, B. Sicardy<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *UNESP – Univ. Estadual Paulista, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatoire de Paris-Meudon, França.*

O equinócio em Urano ocorre a cada 42 anos e a última passagem do Sol pelo planos dos anéis (RPX) ocorreu no final de 2007. Esta configuração é particularmente propícia para investigar regiões de poeira, uma vez que a iluminação ocorre de forma paralela ao plano dos anéis e os anéis principais são obscurecidos devido ao sombreamento mútuo das partículas. Aproveitando o sistema de óptica adaptativa do *Very Large Telescope*, foram obtidas aproximadamente 500 imagens no infravermelho do sistema de Urano, cobrindo o período logo antes e um pouco posterior ao RPX de 2007. Inicialmente apresentamos o processo de redução dos dados e os algoritmos implementados para combinar as imagens e ressaltar as regiões tênues de poeira. Nossos resultados mostram uma larga banda de poeira cobrindo a região radial de 30.000 km até 52.000 km, correspondente a praticamente todo o sistema principal de anéis. Após remover a luz espalhada pelo planeta é possível identificar uma região mais densa a 42.000 km, que pode estar relacionada com o anel zeta detectado pela sonda Voyager. Está em desenvolvimento agora um modelo fotométrico que permitirá calcular a profundidade óptica os anéis e melhorar a astrometria de alguns satélites da família de Portia. O conhecimento preciso da distribuição radial de poeira auxiliará o melhoria dos modelos que descrevem a interação entre partículas dos anéis e satélites, assim como o papel de forças não gravitacionais na evolução orbital das partículas.

# CONVERSÃO SÍNCRÓ-DIGITAL USANDO DETECÇÃO DIGITAL DE PICO

**Rafael Silva Paula**

*Faculdade de Tecnologia de Jacareí*

Esse trabalho apresenta o projeto de um detector digital de pico, simples e de baixo custo, baseado num Conversor Synchro-Digital (CSD). O detector é baseado num circuito analógico e digital, que permite a transdução de uma posição angular de um eixo em um sinal digital. O método proposto é aplicado a um transmissor síncrono. O trabalho apresenta a geração do formato dos sinais do resolver a partir de um transmissor síncrono usando circuito eletrônico scott-T e a contagem, para os sinais correspondentes de saída scott-T, usando detectores digitais de pico. A contagem dos associado scott-T do sinal de saída permite a determinação do ângulo mecânico para completa 360° eixo rotação. São apresentados a teoria da operação, os detalhes do circuito, simulação em computador e resultados experimentais.

## ESTUDO DE ORBITAS DE CAPTURA NO SISTEMA TERRA LUA

R.S.Horta<sup>1,2</sup>, J. K. S. Formiga<sup>1,2</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE – DMC, Brasil.*

<sup>2</sup> *ETEP-Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, Brasil.*

É sabido que para a área espacial, o fenômeno de captura gravitacional temporária em órbitas de satélites artificiais é de extrema importância no planejamento de missões quando se tem objetivo de economizar combustível. Miller e Belbruno (1991), mostra que utiliza captura gravitacional ocasiona uma considerável economia de combustível, para um mesmo nível de energia.

Neste estudo estamos interessados em analisar a captura de um veículo espacial dado à mudança de uma órbita hiperbólica com energia positiva ao redor de um corpo celeste, para uma órbita elíptica com energia negativa e mapear regiões onde ocorrem estas capturas com base na variação de energia e distâncias de aproximação da Lua. Utilizando um integrador numérico e baseado no estudo de variação de energia entre os problemas de dois e três corpos, a velocidade relativa do veículo será analisada para se determinar o tempo de influencia gravitacional em torno de um corpo celeste.

BELBRUNO, E.A.; RIDENOURE, R.W.; FERNANDEZ, J. To the Moon from a B-52: robotic lunar exploration using the Pegasus winged rocket and ballistic lunar capture. In: Annual AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites, 5. **Proceedings**. Logan, Utah State University, 1991

## **PROJETO DE UM SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE QUE UTILIZA UM VOLANTE DE INÉRCIA SUSPENSO POR DOIS EIXOS CARDAN**

**R. Peres<sup>1</sup>, M. Ricci.<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> *Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF, Brasil.*

<sup>2</sup> *DMC, INPE, Brasil.*

O objetivo deste trabalho é aplicar a teoria clássica de controle no projeto de um sistema de controle de atitude de satélites. Pretende-se com este trabalho apresentar os procedimentos de projeto para um sistema de controle de atitude contendo um volante de inércia suspenso por dois eixos cardan (gimbals), para um satélite estabilizado em três eixos numa órbita geoestacionária. A utilização de um volante de inércia com dois eixos cardan é uma opção bastante interessante porque, com apenas um dispositivo, é possível controlar o torque em torno dos três eixos do veículo, através do controle de velocidade da roda e do fenômeno do girotorqueamento com dois graus de liberdade. Se o tamanho da roda e a velocidade são determinados adequadamente é possível cancelar torques cíclicos sem empregar jatos de gás, usando-os apenas periodicamente para cancelar torques de perturbação seculares (que crescem linearmente com o tempo). Nesse sistema, baseado em um volante de inércia, é necessário apenas um sensor de arfagem/rolamento (sensor de Terra) para a manutenção precisa da atitude. Diferentemente de sistemas de controle baseados em expulsão de massa, os quais têm necessidade de utilização contínua de propulsores, além dos sensores de rolamento, arfagem e guinada. Considera-se que o satélite está na trajetória nominal em órbita e, portanto, que a fase de aquisição da atitude já tenha transcorrido. Serão determinadas propriedades específicas, leis de controle e parâmetros do sistema com o intuito de anular o torque de perturbação de pressão de radiação solar e o torque devido ao desalinhamento dos propulsores do sistema de controle de órbita. Será analisada a estabilidade do sistema de controle e serão obtidas respostas para torques de perturbação impulsivos, em degrau e cíclico. Para o modelo do sistema, foram obtidas as equações não lineares de movimento, partindo do pressuposto que o satélite é um corpo rígido com uma roda de inércia capaz de gerar momento angular internamente, o qual somado com o momento angular do veículo fornece o momento angular total. Os torques que agem sobre o satélite, que foram considerados no modelo, são os torques de distúrbio devido à pressão de radiação solar, torques de desalinhamentos do vetor empuxo dos jatos de gás e o torque devido ao gradiente de gravidade. O objetivo final do projeto é obter as três equações linearizadas para os movimentos de rolamento, arfagem e guinada, em torno das condições nominais e realizar o controle nos três eixos.

# PROPAGAÇÃO NUMÉRICA COM QUATERNIONS E TORQUE DE RADIAÇÃO SOLAR DIRETA CONSIDERANDO A SOMBRA DA TERRA

R. E. S. Cabette<sup>1</sup>, M. C. Zanardi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> UNISAL – Centro Universitário Salesiano de São Paulo, Brasil.

<sup>2</sup> UFABC – Universidade Federal do ABC, Brasil.

A análise da força de pressão de radiação solar e sua influência no movimento de satélites artificiais vem sendo desenvolvida por pesquisadores da área. Modelos cada vez mais precisos para descrever a influência da sombra da Terra no torque e força devido a pressão de radiação solar têm sido apresentados. Da mesma forma, neste trabalho o torque de pressão de radiação solar (TPRS) e sua influência na atitude de um satélite artificial são levados em conta. Além disso, é introduzida a função sombra da Terra nas equações do movimento considerando com valor “um” quando o satélite experimenta a região totalmente iluminada e o valor “zero” para o satélite na região de sombra total. O objetivo principal desse trabalho é a propagação numérica da atitude de satélites artificiais, utilizando as equações em função dos quatérnions, considerando o torque de radiação solar com a função sombra da Terra introduzida. As aplicações são realizadas para os Satélites Brasileiros de Coleta de Dados SCD1 e SCD2, e os resultados são apresentados em termos dos ângulos de ascensão reta e declinação do eixo de rotação do satélite e da magnitude da velocidade de rotação.

# ANÁLISE DAS CONFIGURAÇÕES ESTÁVEL E INSTÁVEL DOS ASTEROIDES DA FAMÍLIA DE HILDA DENTRO DA RESSONÂNCIA 3:2 COM JÚPITER EM UM SISTEMA SOLAR PRIMORDIAL

R.A. Moraes<sup>1</sup>, E. Vieira Neto<sup>1</sup>

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

Neste trabalho se estudará as características da família de asteroides dos Hildas, por meio de simulações numéricas hidrodinâmicas envolvendo gás e partículas, que representarão esses asteroides, além do Sol e do planeta Júpiter. O estudo dos asteroides dessa família é interessante, pois eles estão em uma ressonância de movimento médio 3:2 com Júpiter, isso quer dizer que, esses asteroides completam três períodos orbitais enquanto Júpiter completa apenas dois períodos em um mesmo espaço de tempo. O objetivo principal desse trabalho será analisar as configurações estáveis e instáveis desses asteroides quando imersos na nuvem gasosa primordial que formou o sistema solar. Para realizar essa tarefa será utilizado o integrador numérico hidrodinâmico FARGO 2D, ou seja, se estará interessado no comportamento desses corpos bem como na órbita descrita por eles, nas respectivas configurações, em relação a Júpiter. Um objeto da família dos Hilda é descrito como estando em cenário estável quando seu argumento do pericentro  $\omega$  está sempre alinhado com Júpiter, e ao passar na região mais próxima de Júpiter sua velocidade é máxima. Já quando um asteroide está em uma configuração instável ele recebe o nome de anti-Hilda e possui argumento do anti-alinhado com Júpiter, além do fato de que ao passar pelo ponto mais próximo de Júpiter sua velocidade é mínima. Uma vez obtidos os resultados, eles serão comparados com os trabalhos de outros autores que não levaram em consideração o cenário hidrodinâmico, procurando corroborar ou mesmo melhorar a ideia que se tem dos cenários estáveis e instáveis dos Hilda. Após isso, ainda se estudará a possibilidade de aglomeração de partículas, que inicialmente estariam entre Júpiter e a família dos Hilda, nas proximidades dessa família de asteroides.

## IF THERE IS DISSIPATION THE PARTICLE CAN GAIN ENERGY

R. Egydio de Carvalho<sup>1</sup>, C. V. Abud<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*IGCE-UNESP - RIO CLARO, Brasil.*

<sup>2</sup>*IF-USP – SP, Brasil.*

Dissipation, generically, corresponds to a process that consumes energy and as time goes on, the particles of the system lose energy until stopping or until stabilizing in a stable configuration. A typical stable configuration for a dissipative system corresponds to an attractor. However, depending on the structures of the phase space the results can be different of the common sense. In this presentation, we will show two different mechanisms to gain energy from the presence of dissipation in a time-dependent non-linear system. The particles can gain energy, in the average, from two different scenarios: i) for very weak dissipation with the creation of an attractor with high velocity, and ii) in the opposite limit, for a very strong dissipation, the particles can also gain energy from a boundary crisis. From the thermodynamic viewpoint both results are totally acceptable.

R.Egydio de Carvalho, C.Vieira Abud, F.Caetano Souza, Phys. Rev. E77 (2008) 036204.

R.Egydio de Carvalho, C.Vieira Abud, Phys. Rev. E84 (2011) 036204.

# UM ESTUDO SOBRE A MELHORIA NA AQUISIÇÃO DE DADOS DAS PLATAFORMAS DE COLETAS DE DADOS (PCDS) NO TERRITÓRIO BRASILEIRO

R. P. Tosta<sup>1</sup>, C.C. Celestino<sup>1</sup>, A. A. S. Simões<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Federal do ABC, UFABC, Brasil.*

<sup>2</sup> *Instituto Nacional de Pesquisa Espacial, INPE, Brasil.*

O Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCDA) é composto pelas Plataformas de Coleta de Dados (PCDs), pelos Satélites de Coleta de Dados - SCD1 e SCD2, pelas Estações de Recepção em Cuiabá e Alcântara e pelo Centro de Missão e de Processamento de Dados no INPE de Natal-RN. Neste sistema, os satélites utilizados, SCD1 e SCD2, prestam relevantes serviços há 21 e há 16 anos, respectivamente. No entanto, a demanda pelas informações advindas do SBCDA tem aumentado significativamente e, então, faz-se necessária uma expansão de sua capacidade de trabalho.

Dessa forma, esta pesquisa propôs melhorias em termos da redução no tempo de revisitas dos satélites às PCDs através de uma nova configuração da constelação de satélites. Considerou-se para o cálculo da revisita as informações válidas dadas quando os satélites estão disponíveis para os componentes PCDs e Estações de Recepção, simultaneamente, em uma duração maior que 3 minutos, ou seja, uma visada, ou passagem maior que 3 minutos. Além disso, o critério fundamental estabelecidos neste novo sistema é manter um tempo de revisita menor ou igual à uma hora para todas as regiões brasileiras.

Concluiu-se que há alternativas que atendem aos critérios com configurações compostas por 4, 5 ou 6 satélites.

**Palavras-chave:** Plataformas de Coleta de Dados, Satélite de Coleta de Dados, Simulação e Análise.



# PLANETARY FORMATION IN A TRIPLE STELLAR SYSTEM: IMPLICATIONS OF THE THIRD STAR'S ORBITAL INCLINATION

R. C. Domingos<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>1</sup>, A. Izidoro<sup>2,1</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Brazil.*

<sup>2</sup> *Capes Foundation, Brazil.*

Some of the planets discovered to date are in binary and hierarchical triple stellar systems. Although there have been several studies of the late stage of planet formation in binary stars this process does not appear to have been studied in triple stellar systems. The presence of a star companion acting as a disturbing body should have an effect non-negligible on the process of formation and stability of planets around the inner binary. In this work we have numerically investigated the formation of planets in a hypothetical triple stellar system during a gas-free phase.

The system is composed by an internal binary orbited by a protoplanetary disk and a distant star. In our experiments, lunar-sized and Mars-sized planetary embryos are distributed around the mass center of the inner binary system. We have considered different initial orbital inclinations for the third star. Our main goal is to explore how such inclination could affect the late stage of planetary formation in a circumbinary protoplanetary disk. All numerical simulations were numerically integrated for at least  $10^7$  years.

The results show that when the protoplanetary disk and the stars are initially on coplanar orbits, 1 or 2 planets are quickly formed between 6 and 8AU. In general such planets have also small eccentricities with values around  $10^{-2}$ . On the other hand, when the third star is considered initially on inclined orbits (even tiny values), it tends to occur a significant increase in the inclination of bodies of the protoplanetary disk, which prevents the collisions between these objects and their growth. As a result, in this latter case we do not evidence the formation of planets during the timescale of our integrations but note the existence of several leftover objects that can survive for longer than  $10^7$  years moving in orbits with semi-major axes ranging between  $\sim 6$  to 8AU. Thus, our results do not rule out the planet formation in these kind of stellar arrangements at all, but they indicate that the late stage of planet formation in these systems can be a very long process and many of the triple hierarchical systems might not have had time to form planets and planetary systems. They could be harboring only debris disks, fragments, or planetesimals.

# EFFECTS OF THE ECCENTRICITY OF A PERTURBING THIRD BODY IN THE ORBITAL CORRECTION MANEUVERS OF A SPACECRAFT

R. C. Domingos<sup>1</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>2</sup>, V. M. Gomes<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Brazil*

<sup>2</sup> *Depto. de Engenharia, INPE, Brazil.*

The present paper makes a study about the effects of the eccentricity of a perturbing third-body in the orbit of a spacecraft traveling around the same central body. The estimation of the fuel consumption required by the orbital maneuvers that have the goal of correcting those perturbations is included. The problem is solved by considering the orbital evolution of spacecrafts perturbed by a third-body in an elliptical orbit. The evolution of the orbit of the spacecrafts is obtained by three different models, in order to measure their efficiency in this type of problem: the restricted elliptic three-body problem (that represents the "full model"), the single-, and double-averaged models. So, a double objective is reached by the present research: the measurement of the influence of the eccentricity of the perturbing body in the fuel consumption required by the station-keeping maneuvers and the validation of the averaged methods when applied to the problem of predicting orbital maneuvers.

The evolution of the orbits are studied with the three models and, when previously defined limits are reached for the inclination and/or the eccentricity, a maneuver is made to send the satellite back to its original orbit. This maneuver is made by using impulsive and low thrust maneuvers.

The results indicated that the averaged models are good to make predictions for the orbital maneuvers when high inclination orbits are considered, but they lose some quality when near equatorial and near critical inclination orbits are considered. The eccentricity of the perturbing body plays an important rule, increasing the effects of the perturbation and in the fuel consumption required for the station keeping maneuvers. It is also shown that the use of more frequent maneuvers decrease the annual cost of the station keeping to correct the eccentricity. One planetary system of importance to apply the present research is the dwarf planet Haumea, because it has a moon with large eccentricity.

# ANÁLISE DO COMPORTAMENTO DO FILTRO DE KALMAN UNSCENTED APLICADO À ESTIMAÇÃO DE ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS UTILIZANDO DADOS REAIS DE SENSORES E PARÂMETROS MODIFICADOS DE RODRIGUES

R. V. Garcia<sup>1</sup>, H. K. Kuga<sup>2</sup>, M. C. Zanardi<sup>3</sup>, N. F. O. Matos<sup>4</sup>

<sup>1</sup> *Escola de Engenharia de Lorena, USP, Brasil.*

<sup>2</sup> *Depto. Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

<sup>3</sup> *UFABC, Brasil.*

<sup>4</sup> *Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, UNESP, Brasil.*

A atitude de um satélite representa como ele está orientado no espaço em relação a um sistema de referência. Isto não está relacionado apenas ao desempenho do sistema de controle de atitude, mas também a interpretação de informações obtidas por experimentos realizados com o satélite. No caso particular dos satélites de sensoriamento remoto, por exemplo, os dados de atitude são de fundamental importância no processamento de imagens. Para que a missão a que o satélite se destina tenha êxito, o Sistema de Controle de Atitude requer estimativas da atitude em tempo real para que ele possa corrigir o apontamento do satélite conforme desejado. Essas estimativas são produzidas pelo Sistema de Determinação de Atitude, o qual se constitui basicamente de sensores e de métodos de estimação.

O problema abordado neste trabalho está relacionado à estimação de atitude e velocidade angular de satélites artificiais e tem por objetivo analisar o comportamento do Filtro de Kalman *Unscented* (FKU) quando alimentado com dados reais de sensores de atitude. Os resultados são obtidos pelo FKU quando equações não lineares compõem o sistema dinâmico. São utilizados dados reais fornecidos pelos sensores de atitude que estão a bordo do satélite CBERS-2 (*China Brazil Earth Resources Satellite*).

O FKU é um estimador de estados de sistemas não lineares, e adota a estrutura do Filtro de Kalman (FK) padrão. No entanto, o FKU não se utiliza de linearizações do modelo para calcular as médias e covariâncias do sistema, mas as calcula por meio da transformação *Unscented* (TU). A TU consiste num método de aproximações de média e covariância de variáveis aleatórias transformadas pela própria função não linear do modelo, com o intuito de contornar os problemas advindos da linearização por truncamento da série de Taylor utilizada nas outras vertentes do FK.

A formulação do filtro é baseada no vetor de estado composto pela atitude, a qual é representada pelos parâmetros modificados de Rodrigues (PMR), e pelo *bias* do giroscópio.

Os resultados obtidos utilizando PMR são comparados com resultados obtidos em trabalhos anteriores utilizando os ângulos de Euler. Os resultados estão dentro do comportamento esperado para o satélite CBERS-2 e mostra a eficiência do estimador quando alimentado com dados reais.

## OCULTAÇÕES ESTELARES – UMA PODEROSA TÉCNICA PARA OBSERVAR O SISTEMA SOLAR EXTERIOR

R. Vieira Martins<sup>1</sup>, F. Braga Ribas<sup>1</sup>, J.I.B. Camargo<sup>1</sup>, M. Assafin<sup>2</sup>, J. Desmars<sup>1</sup>, A. de Oliveira<sup>1</sup>, A. Ramos Junior<sup>2</sup>, G. Benedetti-Rossi<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório do Valongo, UFRJ, Brasil.*

As ocultações estelares por objetos transnetunianos (TNOs) possibilitam observar o sistema solar exterior com resolução de alguns quilômetros. Elas são análogas aos eclipses do Sol pela Lua. No caso da ocultação estelar, uma estrela substitui o Sol, e um objeto do sistema solar exterior, a Lua. Assim como nos eclipses solares, o TNO, e sua sombra que passa na superfície da Terra, têm a mesma dimensão. Por outro lado, a velocidade da sombra é ditada essencialmente pelo movimento da Terra em sua órbita e, portanto ela é da ordem de 20 km/s. Logo, fazendo imagens da estrela com uma frequência de 10 Hz, conseguimos uma resolução de 2 km na sombra. Como se observa apenas a sombra, o TNO não precisa estar visível e pode ser de qualquer magnitude. Portanto, o importante para a observação de uma ocultação é a magnitude da estrela, e é esta magnitude que determina a abertura mínima dos telescópios usados na observação. Resumindo, as grandezas básicas para a observação de uma ocultação, são a magnitude da estrela e a frequência com que as imagens são tomadas.

Uma ocultação implica num alinhamento de três pontos: uma estrela, um objeto e uma região da Terra. Assim, elas são raras e de difícil previsão, sendo ainda mais raras se procuramos eventos envolvendo estrelas brilhantes. Por isso, uma iniciativa de observações sistemáticas de ocultações estelares envolve uma grande precisão tanto na astrometria das estrelas candidatas como na determinação da órbita dos objetos ocultadores. Também é fundamental mobilizar um grande número de telescópios munidos de detectores rápidos e estes observadores devem estar espalhados em várias latitudes para que diferentes cordas da sombra sejam observadas.

O nosso trabalho de ocultações de TNOs envolve uma grande cooperação internacional com mais de uma centena de colaboradores e é liderada por 3 grupos: um francês, um espanhol e um brasileiro. Ele inclui o estudo astrométrico das estrelas de regiões do céu por onde passarão os objetos a serem estudados e a melhora das órbitas destes objetos, o que nosso grupo tem feito usando telescópios do ESO e do LNA. Implica na montagem de uma rede de telescópios de aberturas que variam de 25 cm a 8 metros munidos com câmeras rápidas, na organização de campanhas de observação e numa boa estrutura de redução e análise das curvas de luz obtidas. Este esforço já permitiu obter resultados importantes como a recente descoberta de dois anéis no centauro Chariklo, primeiro objeto diferente de um planeta gigante em que este tipo de estrutura foi detectado.

Será apresentada uma visão geral do nosso trabalho de ocultação, além de um resumo dos principais resultados alcançados nos últimos 5 anos. Também falaremos sobre as perspectivas para um futuro próximo, em que poderemos contar com os catálogos GAIA e as imagens de TNOs de grandes surveys como o LSST.

## A FORMAÇÃO DE TROIANOS DE NETUNO PELO MODELO DE NICE

**Rodney Gomes**

*Observatório Nacional, Brasil.*

Existem hoje 9 Troianos de Netuno descobertos com inclinações que variam de  $1.3^\circ$  a  $29.4^\circ$ . Estima-se uma massa total para esses objetos em torno de  $1/100$  da massa do Cinturão de Kuiper. Se considerarmos que os Troianos de Netuno foram capturados durante a fase de migração planetária, podemos concluir que apenas 1 em cada 300000 objetos inicialmente no disco de planetesimais serão capturados, se considerarmos 30 massas da Terra para o Cinturão. Numa integração numérica de um modelo de migração planetária, isto significa que precisaremos também de 300000 partículas no disco para termos uma possibilidade de  $\sim 50\%$  de capturarmos um Troiano, o que torna integrações numéricas convencionais pouco úteis para o estudo do processo de captura de Troianos de Netuno. Durante uma integração pelo modelo de Nice, várias partículas foram capturadas temporariamente como Troianos de Netuno, mas nenhuma se manteve até o final da integração. Neste trabalho, consideramos essas partículas temporariamente capturadas e reintegramos o sistema com uma integração sintética que simule a integração original e vários clones dos Troianos temporariamente capturados. Este processo nos permite analisar com maior acuidade estatística a distribuição orbital de Troianos capturados numa evolução planetária segundo o modelo de Nice. Apresentarei resultados preliminares deste estudo.

## MANUTENÇÃO DE ÓRBITAS CONGELADAS AO REDOR DE SATÉLITES PLANETÁRIOS

R. Vilhena de Moraes<sup>1</sup>, J.P.S. Carvalho<sup>2</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>3</sup>

<sup>1</sup> UNIFESP/ICT, Brasil.

<sup>2</sup> UFRB, Brasil.

<sup>3</sup> INPE/DMC, Brasil..

Devido a diversas perturbações as órbitas de satélites artificiais são alteradas havendo necessidade de correções para permanecerem nas situações inicialmente planejadas. Assim o planejamento de missões espaciais deve levar em conta uma boa escolha de órbitas que reduzam o consumo de combustível necessário para mantê-las o mais próximo possível da ideal e assim reduzir o custo relacionado com a manutenção e aumentar a duração da missão.

Usando um novo conceito de redução de custo para manutenção de órbitas, baseado na integral das forças perturbadoras em relação ao tempo, o objetivo deste trabalho é mapear órbitas ao redor de satélites planetários que tenham menor custo para sua manutenção. O valor da integral fornece uma estimativa da variação total da velocidade recebida pelo satélite devida às forças perturbadoras agindo sobre ele. Simulações numéricas são apresentadas mostrando o valor dessa integral para órbitas ao redor de satélites planetários como função da excentricidade e do semieixo maior das órbitas.

Órbitas congeladas e próximas de polares são de interesse em missões espaciais exploratórias que usam satélites artificiais para orbitar satélites naturais, cometas e asteroides e uma importante aplicação desta pesquisa é a procura de órbitas congeladas que requerem custo mínimo para sua manutenção.

## THE ASTEROID BELT IN THE EARLY SOLAR SYSTEM

R. Deienno<sup>1</sup>, R.S. Gomes<sup>2</sup>, K.J. Walsh<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Depto. Mecânica Espacial e Controle, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

<sup>3</sup> *Department of Space Studies, SwRI, USA.*

Some of the most striking features of the Asteroid Belt are the mixture of physical properties among its component objects, as well as its peculiar distribution of orbital eccentricities and inclinations. Formation models of the Asteroid Belt show that its formation is strongly linked to the size of the planet Mars, which is formed systematically larger than the actual planet. Walsh et al. (2011, *Nature*, v.475, p.206) and Izidoro et al. (2014, *ApJ*, 782:31) presented two solutions to the impasse “size of Mars” vs “origin of the Belt”. Walsh et al. (2011) also presented plausible hypotheses for understanding the mixture of physical properties of the Belt objects. Regarding the orbital distribution of these objects, they achieved good agreement with the inclinations, but failed in relation to the eccentricities (very high). Izidoro et al. (2014) showed a scenario that could be more favorable for the eccentricities, however, given the low statistic of survivors objects in the asteroidal region and the fact that some planetary embryos lie within this region, such statement is uncertain. Here, we assess the evolution of the orbital characteristics obtained in Walsh et al. (2011) until the Late Heavy Bombardment (the more complex scenario). Preliminary results show the real possibility that the configuration after the Grand Tack, with high eccentricities, proposed by Walsh et al. (2011), evolves to something similar to the current observed one through the first 700 My of the solar system evolution (after the formation of the terrestrial planets). Such result presents not only a possible solution to the problem raised by the Grand Tack model, as also represents the evolutive dynamics of the primordial Asteroid Belt in a general way. Even so, the resulting Belt obtained still needs to be evaluated during the planetary migration phase (Late Heavy Bombardment) and subsequent evolution of the solar system. Then, among other aspects, we could relate and validate models of formation and migration of the planets in a way that was not explored so far.

## RETROGRADE ORBITS AND THE STABILITY AROUND THE TRIPLE SYSTEM 2001 SN263

R.A.N., Araujo<sup>1</sup>, O.C., Winter<sup>1,2</sup>, A.F.B.A., Prado<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Estadual Paulista, UNESP – Câmpus de Guaratinguetá, Brasil*

<sup>2</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, Brasil.*

The triple system 2001 SN263 is a Near-Earth Asteroid (NEA) with semi-major axis 1.99 A.U., eccentricity 0.48 and orbital inclination 6.7. The components of the system have diameters of about 2.6 km (Alpha), 0.8 km (Beta) and 0.6 km (Gamma). With respect to the major body Alpha, Beta has a semi-major axis of about 16.6 km (period of about 6.2 days) and Gamma has a semi-major axis of about 3.8 km (period of about 0.69 days).

The NEA 2001 SN263 is the target of the ASTER MISSION - First Brazilian Deep Space Mission. The announcement of this mission has motivated studies aimed to characterize regions of stability of this system. Araujo et. al., 2012, present the stability regions around the components of the triple system for the prograde case. They performed numerical integrations of a system composed by the Sun, the planets Earth, Mars, Jupiter, the three components of the triple system, and thousands of particles randomly distributed within the internal and external regions of the triple system, with inclinations between

$0^\circ \leq I \leq 90^\circ$ . It was found that the stability regions for the triple system 2001 SN263 are placed very close to the Alpha and Beta, and in the external region (besides Gamma).

In this work we present a similar analysis, but now considering particles orbiting the components of the system in the internal and external regions, with inclinations between  $90^\circ < I \leq 180^\circ$ , i.e., considering the retrograde case. We found that the internal and external stable regions for the retrograde case significantly increases when compared to the prograde case. Comparing the case of particles with  $e=0$  and  $I=180^\circ$  with those with  $I=0^\circ$  in the same region, we show that the whole region around Alpha and Beta remain stable, while particles in the same region with  $I=0^\circ$  are stable only in the neighborhood of Alpha and Beta. We also discuss the effects of resonances of the particles with Beta and Gamma, and the role of the Kozai mechanism in this scenario. These results help us to understand and characterize the stability of the triple system 2001 SN263, providing important information to the design of the ASTER mission.



## **EFEITOS DAS RESSONÂNCIAS NO MODELO DE TRÊS CORPOS DE EXOPLANETAS COM ÓRBITAS RETRÓGRADAS.**

**R.A., Condeles Jr.<sup>1,2</sup>, A.F.B.A., Prado<sup>2</sup>, T., Yokoyama<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> *Depto .de Física Aplicada, ICTE- UFTM, Brasil.*

<sup>2</sup> *Depto. de Mecânica Espacial e Controle , INPE, Brasil.*

<sup>3</sup> *Depto. De Estatística, Matemática Aplicada e Computação, UNESP-Rio Claro.*

Nos últimos anos tivemos um aumento expressivo na descoberta de exoplanetas, impulsionado pela atuação do satélite científico CoRoT e do telescópio Kepler. Dentre os planetas extrasolares, grande parte possui órbita retrógrada, contradizendo a atual teoria de formação planetária. Estudos numéricos realizados mostraram que órbitas retrógradas podem ser reproduzidas para planetas com massa e semi-eixo maior como de Júpiter. Neste sistema a órbita do planeta é perturbada por um corpo massivo e distante com alta excentricidade, como uma anã marrom e a inclinação relativa ente os planos orbitais é alta (aproximadamente 65 graus).

Neste trabalho modelamos um sistema de três corpos com esta configuração e realizamos integrações numéricas do sistema planetário em situações de ressonância entre os períodos orbitais do planeta e do corpo perturbador. O objetivo é avaliar o efeito das ressonâncias no regime sazonal do planeta entre órbita progressiva e retrógrada. Os resultados mostraram que as interações mútuas entre os corpos do sistema nas ressonâncias causaram efeitos significativos nos elementos orbitais dos corpos e na alternância entre órbita progressiva e retrógrada do planeta. Em especial, os resultados da ressonância 3:1 mostraram que a órbita do planeta fixou-se no regime de órbita progressiva após algumas inversões do plano orbital.

# EFFECTS OF CLOSE ENCOUNTERS WITH (3) JUNO, (20) MASSALIA, (31) EUPHROSYNE AND (111) ATE: AN OPPORTUNITY FOR THE GAIA MISSION

S. Aljbaae<sup>1,2</sup>, J. Souchay<sup>2</sup> and V. Carruba<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Observatoire de Paris, SYRTE/CNRS UMR8630, 61 avenue de l'Observatoire, 75014 Paris, France*

<sup>2</sup> *UNESP, Univ. Estadual Paulista, Grupo de dinamica Orbital e Planetologia, Guaratingueta, SP, 12516-410, Brazil.*

Difference in the mass values of asteroid (111) Ate used by the two most widely used ephemerids as DE405 (Standish, 1998) and INPOP08 (Fienga et al. 2008), were shown to be highly responsible for their discrepancy (Aljbaae and Souchay, 2012). The authors also highlighted the importance of bodies like (20) Massalia and (3) Juno. The unexpected importance of close encounters of (31) Euphrosyne with members of its family as shown by Carruba et al. (2013), motivate us to conduct a thorough and systematic study of close approaches to reevaluate the masses of these bodies.

We started by selecting among the 594700 asteroids listed in ASTORB version 27 jun 2013, the asteroids encountering (Juno, Massalia, Euphrosyne and Ate), with a distance less than 0.01 AU in a near future (50 years). A simple two body approximation was applied to determine the positions of all the asteroids and then to compute the minimum distance. After that, we used the pairs with minimum distance that satisfied criteria to include the effects of the gravitational perturbations induced by the studied mass. For that, a numerical integration was performed with the help of the Bulirsch-Stoer algorithm covering an epoch of 30 days before and after each possible close encounter (CE), with an aim to provide a more quantitative estimate of which encounters might result in an orbital change significant enough to have observable consequences.

As a result of our procedure, we selected many perturbed asteroids (targets) due to the gravitational influence of each studied mass. In the case of (111) Ate, the results show relatively large values of deviations, ranging between 2.876 and 9.119 milliarcsecond for 5 CE occurring between 2016 and 2019, that is to say inside the Gaia commissioning window (2014-2020). Although these amplitudes look too small to permit the gravitational effects to be detected directly from ground based observations, they are far beyond the positional accuracy of the Gaia experiment, typically of the order of a few 10 $\mu$ as for bright asteroids as Ate. In the case of (3) Juno, 7 CE events could be found between 2014 and 2020 with amplitudes ranging between 70  $\mu$ as and 1732  $\mu$ as. In that case the follow-up from Gaia is quite recommended. The asteroid (20) Massalia itself, although being significantly less massive, offers some opportunity for Gaia detection, with two events in the end of 2014, characterized by values of 494  $\mu$ as and 184  $\mu$ as. Nevertheless other significant deflections occur for dates outside the Gaia observing window. At last three significant gravitational effects induced by (31) Euphrosyne were found in the period 2017 to 2019, with amplitudes between 21  $\mu$ as and 71  $\mu$ as.

# SOLUÇÃO ANALÍTICA PARA O PROBLEMA DE TRANSFERÊNCIA ÓTIMA A BAIXO EMPUXO E POTÊNCIA LIMITADA ENTRE ÓRBITAS COPLANARES DE PEQUENAS EXCENTRICIDADES

**Sandro da Silva Fernandes<sup>1</sup>**  
Francisco das Chagas Carvalho<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Departamento de Matemática, Instituto Tecnológico de Aeronáutica,  
São José dos Campos – 12228-900 – SP – Brasil*  
[sandro@ita.br](mailto:sandro@ita.br)

<sup>2</sup>*Departamento de Física, Instituto Tecnológico de Aeronáutica,  
São José dos Campos – 12228-900 – SP – Brasil*  
[fchagas.carvalho@gmail.com](mailto:fchagas.carvalho@gmail.com)

O objetivo deste trabalho é apresentar uma solução analítica completa de primeira ordem, que inclui termos de curto período, para o problema de trajetórias ótimas a baixo empuxo e potência limitada relativa às transferências de grande amplitude entre órbitas coplanares de pequenas excentricidades em campo gravitacional central newtoniano. O estudo destas transferências é particularmente interessante porque muitas órbitas encontradas em aplicações práticas têm pequenas excentricidades e o problema da transferência de um veículo de uma órbita terrestre baixa para uma órbita alta é frequentemente encontrado. Além disso, a análise tem sido motivada pelo interesse renovado no uso de sistemas de propulsão de baixo empuxo nas missões espaciais, verificadas nas últimas duas décadas.

Inicialmente, o problema de otimização é formulado como um problema de Mayer de controle ótimo com elementos cartesianos – vetores posição e velocidade – como variáveis de estado. Após a aplicação do Princípio do Máximo de Pontryagin e determinação da Hamiltoniana máxima, sucessivas transformações canônicas são realizadas e conjuntos de elementos orbitais adequados são introduzidos. Os termos de curto período são eliminados da função Hamiltoniana máxima através de uma transformação canônica infinitesimal, construída através do método de Hori. A nova função Hamiltoniana, que resulta da transformação canônica infinitesimal, descreve as trajetórias extremais para manobras de longa duração. Soluções analíticas em forma fechada são obtidas para o novo sistema canônico, resolvendo-se a equação de Hamilton-Jacobi por meio da técnica de separação de variáveis. Aplicando as equações de transformação do algoritmo do método de Hori, uma solução analítica de primeira ordem para o problema é obtida em elementos orbitais não singulares.

Um algoritmo iterativo baseado na solução analítica de primeira ordem é descrito para resolver o problema de valor de contorno em dois pontos que consiste em transferir o veículo de uma órbita inicial para uma órbita final. Resultados numéricos para algumas missões são comparados com os resultados obtidos utilizando-se técnicas numéricas tais como o método das trajetórias extremais vizinhas.

# PERTURBAÇÕES DO SOL SOBRE AS TRANSFERÊNCIAS TERRA-LUA DE BAIXA ENERGIA

**Sandro da Silva Fernandes** e Cleverson Maranhão Porto Marinho

*Departamento de Matemática, Instituto Tecnológico de Aeronáutica,  
São José dos Campos – 12228-900 – SP – Brasil  
[sandro@ita.br](mailto:sandro@ita.br), [cmarinho@ita.br](mailto:cmarinho@ita.br)*

Nas últimas décadas, novos tipos de transferências Terra-Lua têm sido concebidos e utilizados em missões lunares, o que não seria possível utilizando-se as abordagens tradicionais. Os novos métodos usam a dinâmica não linear do problema circular restrito de três corpos e do problema bicircular restrito de quatro corpos para projetar as transferências de baixa energia.

Neste trabalho, uma análise das perturbações do Sol sobre o problema de transferência de um veículo espacial de uma órbita circular baixa ao redor da Terra (LEO) para uma órbita circular baixa ao redor da Lua (LMO) com consumo mínimo de combustível é apresentada considerando as transferências interiores (manobras realizadas no interior da órbita da Lua). As mudanças de velocidade são assumidas instantâneas; isto é, o sistema de propulsão é capaz de fornecer impulsos. Trajetórias bi-impulsivas são consideradas na análise: um primeiro impulso acelerativo é aplicado tangencialmente à velocidade do veículo que se encontra em órbita circular baixa ao redor da Terra (LEO), e, um segundo impulso desacelerativo é aplicado tangencialmente à velocidade do veículo colocando-o em uma órbita circular baixa ao redor da Lua (LMO). A minimização do consumo de combustível é equivalente à minimização da velocidade característica total. O problema de otimização é formulado utilizando-se o clássico problema circular restrito de três corpos planar (PCR3CP) e o problema bicircular restrito de quatro corpos planar (PBR4CP). Resultados numéricos são obtidos para várias altitudes da órbita circular final ao redor da Lua, considerando-se que a chegada é realizada no sentido horário ou no sentido anti-horário para uma altitude especificada de uma órbita circular baixa ao redor da Terra, percorrida no sentido anti-horário. Trajetórias com tempo de voo de aproximadamente 4,5 dias e trajetórias com várias revoluções com tempo de voo moderado (menor que 60 dias), são consideradas neste estudo. Os resultados mostram que os efeitos da perturbação do Sol são significativos para trajetórias com várias revoluções; o consumo de combustível pode variar significativamente de acordo com a posição inicial do Sol; manobras de swing-by com a Lua são feitas nas trajetórias com múltiplas revoluções, para ambos os modelos dinâmicos; o segundo incremento de velocidade é significativamente afetado pela presença do Sol para trajetórias com várias revoluções.

## ESTRELAS COM ALTO MOVIMENTO PRÓPRIO COMO CANDIDATAS A ESTRELAS DE HIPERVELOCIDADE NA VIA-LÁCTEA

S.R. De Souza<sup>1</sup>, F. Roig<sup>1</sup>, C.B. Pereira<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Observatório Nacional, Brasil.*

Estrelas de hipervelocidade (HVS) são estrelas que tem velocidade galactocêntrica maior que a velocidade de escape da Galáxia. Presume-se que estas estrelas se originem pela dissociação de um sistema binário no decorrer de um encontro próximo com o buraco negro super massivo no centro da Via-Láctea, em que uma das componentes da binária é absorvida pelo buraco negro e a outra é ejetada com velocidades de até 4000 km/s (Hills 1988, Nature 331, 687). A primeira HVS foi descoberta em 2005, à qual se seguiram outras descobertas, porém quase sempre com base na detecção de altas velocidades radiais.

Existem poucos trabalhos que propõe candidatas a HVS com base na detecção de altos movimentos próprios. Neste trabalho propomos critérios que possibilitem selecionar candidatas a HVS a partir da análise de catálogos de estrelas com alto movimento próprio (Roeser et al. 2010, AJ 139, 2440; Ivanov 2012, KPCB 28, 257). De posse de uma lista destas candidatas, utilizaremos simulações numéricas com diferentes potenciais galácticos para determinar se as HVS passam próximas do centro da Galáxia.

O estudo das HVS pode ajudar a estabelecer vínculos para as diferentes componentes do potencial da Galáxia, particularmente a massa do buraco negro e a massa do halo de matéria escura. Também pode servir para teorizar a existência de outros mecanismos de produção para este tipo de estrelas.

## STUDY OF MULTIPLE SWING-BYS WITH THE MOON AND THE EARTH: APPLICATIONS FOR TRANSFERS ASTEROIDS NEAR EARTH

S. H. S. Santana<sup>1</sup>, C. F. de Melo<sup>2</sup>, E. E. N. Macau<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *Universidade Federal do ABC, UFABC, Brasil.*

<sup>3</sup> *Universidade Estadual Paulista, FEG-UNESP, Brasil.*

Escape trajectories in Earth-Moon system can be obtained from small perturbations in periodic orbits around the Lagrangian equilibrium points, e.g. the periodic orbits near to Family G around L1.

It is known that small perturbations can generate trajectories that escape directly from Earth-Moon system after a swing-by with the Moon, or, depending on the direction and magnitude of this small perturbation, generate a geocentric orbit with apogee in Weak Stability Boundary (WSB), between  $1 \times 10^6$  km and  $2 \times 10^6$  km from Earth.

In this work, we consider maneuvers at geocentric apogee of these orbits to build multiple controlled swing-bys with the Earth in order to get enough energy to reach a Near Earth Asteroid (NEA) farther, for example, than the class of Amor, reducing the  $\Delta V_{\text{Total transfer}}$ .

# **THE SPREADING OF A TIDAL DISK AS A NEW MECHANISM FOR SATELLITE FORMATION: THE CASE OF SATURN'S SATELLITES AND RINGS AND IMPLICATIONS FOR SATURN'S DISSIPATION**

**S. Charnoz**

*University Paris Diderot*

The origin of Saturn's satellite is largely debated and models of the formation of the inner moons in Saturn's primordial nebula in general fail to explain (i) the abundance of volatile elements and (2) the very ordered orbital architecture of the inner moons. It has been suggested recently (Charnoz et al., 2010) that some of the smallest moons may have accreted from the slow spreading of Saturn's rings, from the material that crossed the Roche Limit. Using a new type of hybrid simulation, the disk's spreading as well as the satellite accretion and the planet's tides were coupled. As a result the orbital architecture of the satellites was recovered. More recently (Charnoz et al., 2011) the model was extended to the totality of Saturn's inner moons (up to Rhea) designing a full new view of satellite formation, implying that Saturn's rings were massive in the past and that Saturn's dissipation ( $Q$ ) was about 10 times more intense than usually assumed. Among the strange properties of this new mechanism, through an heterogeneous accretion mechanism, it is easy to form differentiated satellite without the need of radiogenic heating (explaining Enceladus for example) and to implant silicates in some of the icy moons. I will review this model, its main properties and its implication in terms of dynamics, timescales and geology and its implication for the history of the rings. I will also talk about Saturn's dissipation and the necessity to revise Saturn's  $Q$ . Then I will extend this discussion to the case of other planets and draw a link with the formation of the Earth's Moon.

# ANALYSIS OF ESCAPE BASINS AND FRACTAL BOUNDARIES IN THE PLANAR CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM

Sheila Crisley de Assis<sup>1</sup>, Maisa de Oliveira Terra<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil*

In this contribution the main goal is to investigate escape basins with fractal and regular boundaries, chaotic invariant sets and the time dependence of the escape process of trajectories in the Planar Circular Restricted Three-Body Problem for some subsystems of the Solar system. Escape basins and the associated chaotic invariant sets are numerically built. The mathematical model considered describes the planar dynamics of a particle subject to the gravitational potential of two bodies  $P_1$  and  $P_2$ , named primaries, that move in coplanar circular orbits around their center of mass. The mass of the third body is much smaller than those of the primaries, then, the movement of  $P_1$  and  $P_2$  is not disturbed by the third body. In this work, we consider initial conditions in the scattering region around the small primaries ( $P_1$ ), more precisely between the Lagrangian collinear  $L_1$  and  $L_2$ . The analysis is divided into three important cases, which are defined according to different energy levels, revealing different patterns for the escape basins. In this work, we present the chaotic saddles and their stable and unstable manifolds that were constructed through the sprinkler algorithm, which is an algorithm appropriate for systems of two degrees of freedom. Our analysis reveals the existence of fractal boundaries associated with chaotic saddles and their stable manifolds. The different cases are examined based on the analysis of the time that trajectories take to leave the scattering region. These analyses are fundamental in transport processes between different regions in the context of space missions and natural bodies in the Solar system.



## O ENCONTRO DA SONDA NEW HORIZONS COM O SISTEMA DE PLUTÃO

S.M. Giuliatti Winter<sup>1</sup>, O. Winter<sup>1</sup>, E.Vieira Neto<sup>1</sup>, R.Sfair<sup>1</sup>, P.Pires dos Santos<sup>2</sup>

<sup>1</sup>UNESP, Campus de Guaratinguetá, Brasil

<sup>2</sup>Unifoa - Centro Universitário de Volta Redonda

Em julho de 2015 a sonda New Horizons irá passar pelo sistema de Plutão, atualmente formado pelo sistema binário Plutão-Caronte e mais quatro satélites pequenos, Estige, Nix, Cérbero e Hidra, em ordem crescente de distância ao baricentro do sistema. Descobertos após o lançamento da sonda, esses pequenos satélites, localizados exterior à órbita de Caronte, podem estar acompanhados de outros satélites pequenos ou até de um anel de partículas. Nesse trabalho apresentamos as regiões que podem abrigar pequenos satélites e um anel tênue. Esse anel, formado através de colisões de objetos do Cinturão de Kuiper com a superfície dos satélites Nix e Hidra, tem uma profundidade óptica comparável aos tênues anéis de Júpiter.

Em trabalhos anteriores nós estudamos as regiões estáveis entre Plutão e Caronte, sendo que uma dessas regiões, sailboat island, chamou nossa atenção por ser uma região que apresentava altos valores de excentricidade. Através de simulações numéricas conseguimos identificar a extensão das trajetórias estáveis no sistema formado por Plutão-Caronte-partícula para diferentes valores de excentricidade e inclinação da partícula. De acordo com nossos resultados, a trajetória nominal da sonda New Horizons passará próxima a sailboat island, a aproximadamente 1650km. Trajetórias alternativas para a sonda, em particular a Deep Inner SHBOT não é uma trajetória segura pois ela cruza a sailboat island formada por trajetórias altamente inclinadas. Segundo nossos estudos a sailboat island deve ser formada por partículas do tamanho de centímetros, já que as partículas menores seriam ejetadas devido à pressão de radiação solar e os objetos maiores seriam afetados pela força de maré.

As regiões mais densas da sailboat island, que poderão ser visualizadas pela sonda durante a aproximação com Plutão em 2015, serão apresentadas.

Os autores agradecem à Fapesp e ao CNPq pelo apoio financeiro.

## EVOLUÇÃO ORBITAL DAS PARTÍCULAS DO ANEL G DE SATURNO

S.M. Giuliatti Winter<sup>1</sup>, G. Madeira<sup>1</sup>, R. Sfair<sup>1</sup>, D. C. Mourão<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, Campus de Guaratinguetá, Brasil*

A descoberta de arcos e anéis coorbitais aos pequenos satélites (raio < 2km) de Saturno foi obtida através de imagens enviadas pelas câmeras da sonda Cassini, em órbita ao redor de Saturno. Esses pequenos satélites, Anthe, Pallene, Aegaeon e Methone, localizados entre as órbitas dos satélites Janus-Epimetheus e Mimas, dividem suas órbitas com pequenas partículas. Aegaeon, com um diâmetro de aproximadamente 500m, está localizado em um arco de debris no anel G de Saturno. Nesse arco, além de Aegaeon e pequenos satélites, partículas de poeira também povoam essa região e o próprio anel G. Nesse trabalho analisamos a evolução orbital dessas partículas de poeira sob a atração gravitacional de Saturno e dos satélites Aegaeon e Mimas (Aegaeon está em ressonância de corrotação 7:6 com Mimas), além dos efeitos da pressão de radiação solar. Nossos resultados mostraram que as partículas de poeira saem do arco, permanecendo confinadas no anel G por aproximadamente 100 anos, até colidirem com Aegaeon. O tempo de vida dessas partículas diminui quando os efeitos da força eletromagnética são adicionados ao sistema.

Aegaeon pode ser a fonte do anel G através da formação de pequenas partículas após impactos de objetos interplanetários em sua superfície. Utilizando o algoritmo desenvolvido por Sfair & Giuliatti Winter (MNRAS, 2012) foi estimada a produção de poeira, quando partículas da ordem de 100 $\mu$ m colidem com a superfície de Aegaeon. Assumindo parâmetros relativos às características do satélite e ao fluxo de partículas em Saturno, Aegaeon produz  $\sim 4 \times 10^{-6}$  kg/s. Resultados preliminares quanto à comparação entre a profundidade ótica do anel/arco e a produção de massa serão discutidos.

Os autores agradecem à Fapesp e ao CNPq pelo apoio financeiro.

# TIDAL SYNCHRONIZATION OF CLOSE-IN SATELLITES AND EXOPLANETS, HOST STARS AND MERCURY.

**S. Ferraz-Mello<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *IAG, USP, Brasi.*

This is an application of the creep tide theory (Ferraz-Mello, *Cel. Mech. Dyn. Astron.* 116, 109, 2013) to the rotation of close-in satellites, Mercury, close-in exoplanets and their host stars. The solutions show different behaviors in the two extreme cases: close-in low-viscosity giant gaseous planets (with high relaxation factor) and high-viscosity rocky satellites and planets (with low relaxation factor). The rotation of close-in gaseous planets follows the classical Darwinian pattern: it is tidally driven towards a synchronous solution when the orbit is circular, but to a super-synchronous solution, with frequency  $(1+6e^2)$  times the orbital mean-motion, when the orbit is elliptic. The rotation of rocky bodies, however, may be driven to several attractors whose frequencies are  $1/2, 1, 3/2, 2, 5/2, \dots$  times the mean-motion. The number of attractors increases with the viscosity of the body and the orbital eccentricity. The final stationary state depends on the initial conditions and on the eccentricity of the orbits. The well-known case of Mercury, whose rotational period is  $2/3$  of the orbital period ( $3/2$  attractor), is a consequence of the nonzero orbital eccentricity and the relaxation factor of the planet (large enough to avoid the  $2/1$  attractor, but small enough to be trapped in the  $3/2$  one). The relaxation factor can thus be estimated. It lies in the interval  $4.6 - 27$  nHz (i.e. equivalent quality factor roughly constrained to the interval  $5 < Q < 50$ ). The stars behave as the hot Jupiters – they have similar relaxation factors – and their rotation is driven to the near synchronous attractor. However, stellar activity also affects the rotation and it displaces the attractor towards sub-synchronous values; host stars with big close-in companions are expected to have rotational periods larger than the orbital periods of the companions.

## TIDAL SYNCHRONIZATION OF EXOPLANET-HOSTING STARS

**S. Ferraz-Mello<sup>1</sup>**

M. Tadeu dos Santos<sup>1</sup>

H.A.Folonier<sup>1</sup>

and CoRoT Exoplanets Science Team

<sup>1</sup> *IAG, USP, Brasil.*

This is an application of the creep tide theory (Ferraz-Mello, *Cel. Mech. Dyn. Astron.* 116, 109, 2013) to the rotation of stars hosting close-in planets. The stars have similar relaxation factors as the hot Jupiters and the evolution of their rotation is similar to that of close-in hot Jupiters: it is tidally driven towards a synchronous solution when the orbit is circular, but to a super-synchronous solution (a.k.a. pseudo-synchronous solution), with frequency  $(1+6e^2)$  times the orbital mean-motion, when the orbit is elliptic. However, stellar activity also affects the rotation. A star continuous loss of angular momentum displaces the pseudo-synchronous attractor towards sub-synchronous values. Host stars with big close-in companions have rotational periods larger than the orbital periods of their companions. Case studies: CoRoT candidate LRC06E21637, KEPLER 75, CoRoT-27, CoRoT-2, CoRoT-18, etc.

## RESONANCIAS DE TRES CUERPOS EN EL SISTEMA SOLAR

**T. Gallardo**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Facultad de Ciencias, UDELAR, Uruguay.*

Utilizando el método semianalítico recientemente propuesto (Gallardo 2014, Icarus 231, 273) estudiamos las propiedades de las resonancias que involucran 2 planetas y una partícula sin masa así como su distribución y densidad a lo largo del Sistema Solar, especialmente en el cinturón de asteroides y la región transneptuniana. Mediante mapas dinámicos podemos visualizar la estructura de las resonancias de tres cuerpos en el espacio  $(a,e,i)$  y comparar con las predicciones del método. Los códigos están disponibles en [www.fisica.edu.uy/~gallardo/atlas/](http://www.fisica.edu.uy/~gallardo/atlas/).

## EFEITO DA MIGRAÇÃO PLANETÁRIA SOBRE MIRANDA E EUROPA

T. Yokoyama<sup>1</sup>, R. Deienno<sup>2</sup>, J.H.P. Frouard<sup>3</sup>, P.I.O. Brasil<sup>2</sup>

<sup>1</sup> UNESP IGCE DEMAC Rio Claro, Brasil

<sup>2</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, S. J. Campos, Brasil

<sup>3</sup> CIERA Northwestern University, Evanston, USA

A migração planetária foi um fenômeno que envolveu, de forma drástica todos os planetas gigantes e portanto de certa forma, seus satélites certamente participaram do processo. Para que uma teoria como esta seja bem sucedida é necessário que ela esteja de acordo com a dinâmica básica apresentada pelos atuais componentes do sistema solar.

Neste sentido, o estudo da configuração e dinâmica atual dos satélites regulares dentro do contexto migração planetária, é importante, pois tais objetos por serem primordiais, devem guardar informações que devem ser compatíveis com o que ocorreu no passado.

Um dos ingredientes principais da migração planetária é a significativa variação dos semi eixos de alguns planetas, por exemplo os de Urano e Netuno. Por conta desta variação dos semi eixos, certas frequências variaram continuamente num intervalo, permitindo a passagem por importantes ressonâncias seculares envolvendo por exemplo o nodo do satélite e a longitude média do Sol (ressonância  $I_2$ ). De forma análoga, outra importante ressonância que pode ocorrer é a eveção, envolvendo a longitude do pericentro do satélite e a longitude média do Sol (ressonância E).

Mostramos neste trabalho que a ressonância  $I_2$  pode ter ocorrido para o satélite Miranda de Urano. Esta ressonância afeta significativamente a inclinação e coincidentemente Miranda tem uma intrigante inclinação de  $4^0$  o que levou Malhotra, Titemore & Wisdom a vários trabalhos no passado, porém todos eles fora do contexto de migração planetária. Tratamos este problema, considerando todos os satélites regulares de Urano, achatamento do planeta e perturbação solar. As equações de maré de Lainey et al, mostram ainda que a variação dos semi eixos dos satélites é insignificante para intervalo de tempo de 6.1 milhões de ano.

Também, usando ainda tais equações de maré, mostramos que a passagem de Europa pela ressonância E pode ter ocorrido durante a migração de Jupiter. Neste caso a captura de Europa nesta ressonância, causa um aumento significativo de excentricidade. Isto implica que, se de fato ocorreu esta captura, então para baixar este valor aos níveis de hoje por efeito de maré, Europa certamente passou por um importante efeito termal no passado.

*Agradecimentos: FAPESP, CNPQ*

## MÉTODOS DE PROJETO DE SISTEMAS DE CONTROLE DIGITAIS BASEADOS EM TRANSFORMADAS

T. S. Bustamante<sup>1</sup>, H. J. A. Paula<sup>1</sup>, M. C. Ricci<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>*Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF, Brasil.*

<sup>2</sup>*DMC, INPE, Brasil.*

O objetivo desse trabalho é descrever os métodos de projeto baseados em transformadas, para uso em controle digital. Pressupondo conhecimento anterior de projetos de sistemas contínuos no tempo, o primeiro método a ser abordado para um projeto digital é baseado em **emulação** de um projeto contínuo. O controlador contínuo é simplesmente substituído por um equivalente digital, calculado usando técnicas apropriadas. O resultado pode ser avaliado em termos de pólos e zeros no plano- $z$ , módulo e fase na resposta em frequência, ou resposta transitória para entrada degrau, impulso, ou outro tipo de entrada.

O segundo método a ser abordado é o **lugar das raízes**, em que é demonstrado que as regras do lugar das raízes são as mesmas do caso contínuo, mas as relações entre a localização do pólo e a resposta temporal referem-se ao plano- $z$  ao invés do plano- $s$ .

Finalmente, aborda-se o critério de estabilidade de Nyquist para sistemas discretos e os métodos de projeto de Bode para margem de ganho e margem de fase são estendidos para sistemas discretos. Além dos resultados usuais, aborda-se o conceito de sensibilidade do sistema, para mostrar como a **resposta em frequência** pode ser usada para fazer com que o sistema seja robusto em relação a ambos: estabilidade e desempenho, quando a função de transferência da planta é submetida à perturbações desconhecidas, mas limitadas.

## **FREQUENTLY ASKED QUESTIONS CONCERNING MEAN-MOTION PLANETARY RESONANCES**

**T.A. Michtchenko, J. Correa-Otto**

*IAG, USP, Brasil.*

Several issues concerning the resonant configurations of the known exoplanets are addresses, with special attention being given to the strong first-order  $2/1$ ,  $3/2$  and  $4/3$  resonances. Are there real systems involved inside these resonances? What are the peculiar characteristics of the resonant systems? What is the difference between quasi-resonant and true resonant configurations? How close is a system to the resonance? Why only planet pairs with mass ratio  $m_2/m_1 > 1$  are involved in the  $2/1$  mean-motion resonance? What is a difference between converging and diverging migrations and what about their relation with captures in the mean-motion resonances? These are some of the topics to be addresses in this talk.



## SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DO MOVIMENTO ROTACIONAL DE SÁTELITES ARTIFICIAIS COM QUATERNIONS

<sup>1</sup>Tatiane Pelosi, <sup>2</sup>Maria Cecília Zanardi, <sup>3</sup>Valcir Orlando

<sup>1</sup>UNESP, Guaratinguetá – SP Brasil

<sup>2</sup>UFABC, Santo André – SP Brasil

<sup>3</sup>INPE, São Jose dos Campos – SP Brasil

O objetivo deste trabalho é realizar simulações numéricas com as equações do movimento rotacional com aplicação para satélites estabilizados por rotação, utilizando os dados dos satélites brasileiros SCD1 e SCD2, fornecidos pelo Centro de Controle de Satélites do INPE. As equações do movimento são definidas em termos das três componentes da velocidade de rotação e das quatro componentes do quaternion de atitude, incluindo os torques de gradiente de gravidade, aerodinâmico, radiação solar e magnéticos. Intervalos de tempos distintos dos utilizados em trabalhos anteriores são utilizados nas simulações de modo melhor avaliar a teoria já existente. O método de Runge Kutta é utilizado na integração numérica e os resultados apresentados em termos da ascensão reta e declinação do eixo de rotação, da velocidade de rotação e do ângulo de aspecto solar.

## **SISTEMA GLIESE 581: ESTUDO SEMI-ANALITICO DE UM ORBITADOR DEVIDO A PERTURBAÇÃO DE UM TERCEIRO CORPO**

**T.A.M. de Carvalho<sup>1</sup>, C.R.H. Solórzano<sup>1</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> *CECS, Universidade Federal do ABC, Brasil.*

<sup>2</sup> *DMC, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brasi*

O sistema exoplanetário Gliese 581 é formado por seis exoplanetas, sendo a sua estrela hospedeira uma anã vermelha. Em especial os planetas Gliese 581d e Gliese 581g estão na denominada zona habitável. O presente trabalho tem como principal objetivo o estudo semi-analítico das perturbações de terceiro corpo experimentadas por um veículo espacial em órbita dos exoplanetas Gliese 581d e Gliese 581g. Assumindo para cada modelo, a estrela hospedeira Gliese 581 como o corpo perturbador do sistema.

As variações dos elementos orbitais do veículo foram obtidas pela integração numérica das equações planetárias de Lagrange, sendo a função perturbadora expandida até a quarta ordem. Utilizamos o modelo de média simples sobre a função perturbadora em relação a anomalia média do corpo perturbado, eliminando assim os termos de curto período.

O modelo de perturbação de terceiro corpo desenvolvido e proposto neste trabalho foi aplicado primeiramente ao sistema gravitacional Gliese 581d - Orbitador - Gliese 581 e em seguida ao sistema Gliese 581g - Orbitador - Gliese 581. Em ambos os casos pudemos gerar gráficos e tabelas de variações de cada parâmetro orbital, permitindo uma análise quantitativa e qualitativa a respeito do comportamento da órbita do veículo perturbado pela estrela Gliese 581.

Através das simulações foi verificada a existência da chamada inclinação crítica, sendo este um parâmetro para o qual as orbitas com inclinações iniciais abaixo dessa inclinação apresentam um comportamento estável do ponto de vista da evolução temporal dos elementos orbitais e orbitas com inclinações iniciais acima do valor crítico se comportam de forma instável de forma tal que as orbitas inicialmente quase-circulares ao longo do tempo atingem elevados valores da excentricidades.

# **VALIDAÇÃO E QUALIFICAÇÃO PARA VOO DO ALTÍMETRO LASER PARA A MISSÃO ASTER: ESTUDOS PARA IDENTIFICAÇÃO DOS TESTES A REALIZAR E DOS EQUIPAMENTOS NECESSÁRIOS PARA SUA REALIZAÇÃO**

Antonio G. V. de Brum<sup>1</sup> **Thais C. Franco**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Universidade Federal do ABC, Santo André, SP, Brasil*

A missão ASTER, como foi denominada a primeira missão brasileira de exploração espacial, tem como plano de ação lançar uma sonda espacial em 2017 que, após dois anos, encontrará o asteroide triplo batizado de 2001-SN263. O asteroide citado é classificado como um NEA (*Near Earth Asteroid*) e sua maior aproximação com a órbita terrestre ocorrerá dia 28 de fevereiro de 2022.

No intuito do cumprimento dos objetivos da missão, certos instrumentos científicos deverão compor a carga útil da missão. Dentre estes, há um altímetro laser, batizado de ALR, em desenvolvimento na Universidade Federal do ABC, que, em sua operação normal (no ambiente espacial) irá mensurar quanto tempo leva um pulso de laser para ser disparado, refletido e captado pelo telescópio do instrumento. Dessa forma, a distância e velocidade relativa entre a sonda e o sistema de asteroides podem ser medidas com precisão. Com seu uso, um modelo geral da superfície do asteroide será obtido. O instrumento também tem a função de auxiliar a navegação nos estágios da aproximação dos asteroides. E também para calibrar o espectrômetro infravermelho que também fará parte da missão.

Esta pesquisa trata dos testes que garantem a correta operação do aparelho, incluindo aqueles que verificam sua resistência às condições encontradas no ambiente espacial (formado por três ambientes de operação: o Atmosférico, o Espaço e o Espaço Profundo). Como objetivos, a identificação, listagem e descrição desses testes, incluindo a identificação dos equipamentos necessários e dos locais no Brasil onde os testes deverão ser realizados.

Um estudo sobre missões passadas a asteroides e cometas, os equipamentos de altimetria laser utilizados e os testes por que passaram estes instrumentos foi feito (equipamentos: LOLA, LIDAR e NLR, que voaram, respectivamente, nas missões: *Lunar Reconnaissance Orbiter, Hayabusa e NEAR Shoemaker*).

Como resultado do trabalho, os testes principais para validação e qualificação para voo do ALR são apresentados, dentre eles destacam-se os testes: de termo vácuo, de vibração, acústico, de choque, de blindagem de dosagem de radiação em componentes eletrônicos e ópticos, o teste direto e o teste elétrico.

## USO DE CABOS ELETRODINÂMICOS PARA A REDUÇÃO DA ALTITUDE DE UM SATÉLITE ARTIFICIAL DA TERRA

T. C. Oliveira<sup>1</sup>, A. F. B. A. Prado<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Mecânica Espacial e Controle. São José dos Campos, Brasil.*

O uso de cabos eletrodinâmicos tem uma perspectiva promissora para uma nova era de propulsão: a propulsão eletrodinâmica. O sistema estudado é composto por um cabo condutor e dois satélites em cada extremidade do cabo. Um dos satélites é capaz de coletar os elétrons presentes na ionosfera, enquanto o outro satélite emite os elétrons coletados. Esse sistema, na presença do campo magnético da Terra, induz uma força de Lorentz na qual gera uma propulsão no sistema sem a utilização de combustível.

O uso dos cabos eletrodinâmicos já foi testado e estudado em várias missões como: a missão TSS-1R demonstrou que os cabos condutores geram uma corrente induzida devido ao campo magnético da Terra; a missão SEDS-1 estudou a transferência do momento no sistema acoplado; a SEDS-2 que abrange um sistema de controle para o sistema com os cabos condutores; além das missões TiPS e PMG que estudaram o comportamento do sistema de cabos eletrodinâmicos a longo prazo e a propulsão eletrodinâmica, respectivamente.

Nesse trabalho, os cabos eletrodinâmicos são utilizados a fim de reduzir a altitude de um satélite artificial de baixa altitude sem o uso de combustível. Esse novo sistema de propulsão pode ser utilizado não só para reduzir de forma eficaz o tempo de decaimento de um satélite de baixa altitude, como também pode ser utilizado como uma nova ferramenta para reduzir o custo operacional da remoção do lixo espacial orbitando a Terra, uma vez que o não há gasto de combustível na manobra.

São propostos, nesse trabalho, dois possíveis cabos eletrodinâmicos: o “bare” e o “insulated”. O trabalho inclui forças perturbadoras como o arrasto atmosférico, a pressão de radiação, a perturbação do terceiro corpo do Sol e da Lua e a perturbação devido à não esfericidade da Terra (harmônicos zonais J2 a J4). A dinâmica e a modelagem do sistema são apresentadas nesse trabalho, assim como resultados numéricos relacionados com o desempenho do uso dos cabos condutores.

## ANÁLISE DE DEFASAGENS OBSERVADAS E CALCULADAS NO SISTEMA PROMETEU-PANDORA

T. Santana<sup>1</sup>, O. C. Winter<sup>1</sup>, D. C. Mourão<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *UNESP-FEG, Brasil.*

Dados observacionais obtidos em 1995 durante a passagem da Terra pelo plano dos anéis de Saturno indicaram defasagens angulares nas posições previstas de Prometeu e Pandora. Usando dados adicionais as defasagens foram confirmadas, com Prometeu cerca de 19° atrás de sua longitude prevista e Pandora cerca de 25° à frente.

De acordo com os dados observados durante oito anos, as variações dos valores de defasagens para Prometeu é de ~19° a ~26°. Para Pandora essa variação é de ~24° a ~28°, segundo as sete observações feitas durante o período.

Uma ressonância 121:118 de movimento médio entre os dois satélites é atualmente aceita para explicar essas defasagens. Porém os resultados oriundos desta análise apresentam valores de ~12° a ~14° para Prometeu e ~20° a ~24° para Pandora.

Além dos valores estarem diferindo dos observados, a diferenças entre os valores das defasagens de Prometeu com as defasagens de Pandora é grande, enquanto nos dados observados eles diferem em no máximo ~4°, nos resultados calculados no trabalho eles passam a diferir em ~10°. Uma discussão em torno desses valores de defasagem relacionando com um estudo sobre as massas do satélite é realizada a fim do melhor entendimento da dinâmica desse sistema.

## MASCON GRAVITATION MODEL USING A SHAPED POLYHEDRAL SOURCE

T. G. G. Chanut<sup>1</sup>, S. Aljbaae<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *FEG, UNESP, Brasil.*

In the last two decades, some computational tools were developed in order to aid space missions to orbit around irregular small bodies. One of the techniques consists in rebuild the shape in tetrahedral polyhedron. This method is well suited to determine the shape and estimate certain physical features of asteroids. However, it is necessary a large computational effort depending on the quantity of triangular faces chosen. The other one is based on a representation of the central body in terms of “mascons” (discrete spherical masses). The main advantage of this method is the approach with simple concept turning the calculation faster. Nevertheless, the errors will be larger when the attraction expressions are calculated near the body. There are other methods (e. g. spherical harmonics, Ivory) which are not advisable for the study of the gravitational field near the surface.

In this work, we carry out a detailed study to develop a new code for determines the center of mass of each tetrahedron of a shaped polyhedral source and evaluate the gravitational potential function and its first and second order derivatives. The code also divides the tetrahedron in three parts to obtain three layers of volume within each tetrahedron. It is interesting and challenging to compare our results with other ones, for that purpose, we performed a series of tests and compared the results with the classical polyhedron method.

As results we found a very good agreement between our determination of the attraction expressions close to the surface, and the same determination by the classical polyhedron method. However, this agreement is does not occur inside the body. Our model appears to be somewhat more accurate in representing the potential very close to the body’s surface when we divide the tetrahedron in three parts. Finally, we have found that in terms of CPU time requirements, the performances of our code are quite similar when we divide the tetrahedron up to three and much better if we compare it with the polyhedron method.

## PECULIAR EUPHROSYNE

V. Carruba<sup>1</sup>, J. R. Masiero<sup>2</sup>, S. Aljbaae<sup>1</sup>, M. E. Huaman<sup>1</sup>, and  
R. C. Domingos<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *UNESP, campus de Guaratinguetá, Brasil.*

<sup>2</sup> *Jet Propulsion Laboratory/Caltech, USA.*

<sup>3</sup> *UNESP, campus de São João da Boa Vista, Brasil.*

(31) Euphrosyne is the largest body of its namesake family and it contains more than 99.35% of the family mass. Among asteroid families, the Euphrosyne group is peculiar because of its quite steep size frequency distribution, significantly depleted in large and medium-sized asteroids ( $8 < D < 12$  km). The current steep size frequency distribution (SFD) of the Euphrosyne family has been suggested to be the result of a grazing impact in which only the farthest, smallest members failed to accrete. The Euphrosyne family is however also very peculiar because of its dynamics: near its center it is crossed by the  $\nu_6 = g - g_6$  linear secular resonance, and it hosts the largest population (140 bodies) of asteroids in  $\nu_6$  anti-aligned librating states (or Tina-like asteroids) in the main belt.

In this work we investigated the orbital evolution of newly obtained members of the dynamical family, with an emphasis on its interaction with the  $\nu_6$  resonance. Because of its unique resonant configuration, large and medium sized asteroids tend to migrate away from the family orbital region faster than small-sized objects, that were ejected further away from the family center. As a consequence, the size-frequency distribution of the Euphrosyne family becomes steeper in time, with a growing depletion in the number of the largest family members. We estimate that the current size-frequency distribution could be attained from a typical, initial size-frequency distribution in time-scales of 500 Myr, consistently with estimates of the family age obtained with other, independent, methods. Preliminary results rule out a very shallow initial SFD for this asteroid family.

## DETERMINAÇÃO DA FORMA DE ASTEROIDES A PARTIR DA INVERSÃO DE CURVAS DE LUZ

V. Lattari<sup>1</sup>, R. Sfair<sup>2</sup>, T. Chanut<sup>3</sup>

<sup>1</sup> FEG, UNESP, Brasil.

<sup>2</sup> Depto. de Matemática, FEG, Brasil.

As curvas de luz (CL) são obtidas através do monitoramento da intensidade de luz refletida pelos asteroides em função do tempo e o formato da curva depende das características geométricas do corpo (forma, tamanho, rotação) e das condições de iluminação. Assim, as CL são uma ferramenta de fácil obtenção, porém estas possuem muitas informações sobre os asteroides.

O período de rotação e o eixo de orientação do pólo do asteroide podem ser obtidos diretamente pelo período da curva de luz; já o formato e as dimensões do objeto estão diretamente relacionados a amplitude das curvas. Entretanto, para obter um modelo mais detalhado do formato do asteroide é necessário utilizar uma técnica de inversão de curva de luz.

Nós desenvolvemos vários programas para aplicar no método numérico desenvolvido por Kaasalainen & Torppa (2001) para as curvas de luz dos asteroides disponíveis publicamente no Minor Planete Center (MPC). Apresentamos aqui os primeiros resultados para os asteroides 13 Egeria e o 26 Proserpina, onde obtivemos um modelo 3D para o formato dos asteróides através da combinação de 2048 poliedros. A partir do conhecimento prévio da densidade destes objetos e com o formato do corpo do asteroide obtido é possível calcular o potencial gravitacional destes objetos e seus pontos de equilíbrio.



**UMA DISCUSSÃO SOBRE A ANÁLISE DA ATITUDE E DO  
COMPORTAMENTO AERODINÂMICO DE UM PROTÓTIPO DE FOGUETE  
DE PEQUENO PORTE UTILIZADO PARA O ESTUDO DE DESCARGAS  
ELÉTRICAS POR MEIO DE RAIOS TRIGADOS**

**W. F. C. Mahler<sup>1</sup>, D. P. S. dos Santos<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup> *DMC, INPE, Brasil.*

<sup>2</sup> *CAST, UBI, Portugal.*

Este trabalho apresenta uma discussão sobre a modelagem matemática de um foguete de pequeno porte direcionado a grupos que estudam e pesquisam as consequências advindas, tal como as características e propriedades, das descargas eletrostáticas por meio de trigagem. O comportamento da dinâmica do corpo é modelado por meio das equações do movimento translacional e rotacional do foguete sob um sistema com seis graus de liberdade. Para isso, considera-se as coordenadas não inerciais e inerciais representadas por meio de triedros dispostos no centro de massa do corpo e no referencial localizado na plataforma de lançamento. Desta forma, as forças e torques, inerentes ao comportamento do foguete em voo, são decompostos no triedro do corpo. A discussão é baseada em revisão bibliográfica, modelagem e simulação de um foguete de pequeno porte para o estudo de descargas elétricas por meio de raios trigados. Devido à complexidade desta modelagem, a análise da atitude e o comportamento aerodinâmico do foguete não são uma tarefa fácil. Este artigo desenvolve uma simulação do foguete proposto utilizando três diferentes softwares de modelagem, discutindo individualmente suas importâncias e finalidades. Os resultados obtidos são representados graficamente, facilitando as análises necessárias para o desenvolvimento do foguete.

# AVALIAÇÃO DE RISCOS ASSOCIADOS AO IMPACTO DE PARTÍCULAS COM HIPER-VELOCIDADE SOBRE O NANO-SATÉLITE ETASAT-IE

W. Schulz<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, UNC, Argentina.*

A atividade solar e o plasma de fundo estabelecem condições básicas sobre as naves espaciais e podem ampliar a ameaça de impactos a hiper-velocidade com estes objetos. Entre os potenciais candidatos para impactar com satélites artificiais se encontram meteoritos, viajando entre 11 e 72 km/s, detritos espaciais, com velocidades típicas de impacto ao redor de 10 km/s, e o vento solar, que pode apresentar velocidades relativas de centenas de km/s. Quando uma partícula encontra uma nave espacial, a sua energia cinética é convertida em um tempo muito curto em energia de vaporização e ionização, resultando num plasma denso e altamente concentrado espacialmente. Este plasma pode produzir radiofrequências (RF), causando falhas elétricas dentro do objeto artificial e levando à perda da missão.

O plasma gerado pelo impacto a hiper-velocidade pode produzir um forte pulso eletromagnético (EMP) em um espectro de frequências amplo. Este pulso pode causar danos catastróficos se o impacto ocorre relativamente perto de uma área com pouca blindagem ou de um apêndice do objeto artificial. Anomalias, tais como perda de giro estabilidade, podem ser causadas por um EMP sem qualquer transferência de momento detectável devido à pequena massa da partícula ( $< 1 \mu\text{g}$ ). Oscilações posteriores do plasma em sua frequência característica também podem emitir potencia significativa e serem responsáveis por muitas das anomalias reportadas.

O principal objetivo deste trabalho é a aplicação de uma teoria geral dos plasmas formados por impactos de meteoritos em satélites para o caso específico do nano-satélite EtaSat-IE desenvolvido no Departamento de Aeronáutica da FCEFyN-UNC.

Considerações sobre temperatura do plasma, eficiência de ionização e velocidade de expansão também se encontram entre os objetivos e representam as maiores incógnitas do problema. A energia liberada na expansão do plasma se determina principalmente por meio de medições em laboratório e se busca simular estes resultados. Baseando-se em experiências de impacto a hiper-velocidade, se acredita que a temperatura inicial deve ser bastante elevada, da ordem de 20-40 eV. Para os fins propostos neste trabalho, se assume uma dependência entre a temperatura dos elétrons e a velocidade de impacto, de modo que a temperatura inicial seja  $T \sim v^{1.4}$  em K para velocidades de impacto de meteoritos entre 40 e 150 km/s. Portanto, um meteoróide a 60 km/s deve gerar uma temperatura de elétrons inicial de cerca de 20 eV.

# ANÁLISE E SIMULAÇÃO DO MOVIMENTO DE UM PARALELEPÍPEDO SÓLIDO EM QUEDA LIVRE E COLISÃO COM PISO SEMI ELÁSTICO

W. L. Campesato<sup>1</sup>, B. D. R. Mesquita<sup>1</sup>, V. Carrara<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle – DMC, INPE, Brasil.*

Impacto é definido como um contato repentino de um corpo em movimento com uma barreira imóvel ou com um corpo de massa equivalente ou maior. Apesar de choques entre objetos e partes de máquinas serem recorrentes em diversas áreas da engenharia, tais como na indústria mecânica e de manufatura em geral, o curto período de tempo do impacto entre objetos, bem como suas dissipações e transferências de energia, ainda são temas pouco estudados e conhecidos.

Neste trabalho desenvolve-se a modelagem matemática da colisão inelástica (ação da força de contato) entre um sólido rígido em queda livre (ação da força gravitacional) com rotação não nula, e uma barreira fixa (piso). Neste trabalho são apresentadas simulações do movimento translacional e rotacional do sólido antes, durante e após o choque com a barreira, utilizando o ambiente MATLAB, e considerando-se a fricção por atrito no contato bem como a dissipação de energia na colisão. O movimento do objeto foi descrito pelas suas coordenadas de posição, velocidade, atitude e velocidade angular, num sistema de coordenadas retangulares com o eixo z coincidente com a vertical (sentido para cima). Diversos vídeos retratando a colisão sob diferentes condições iniciais e diferentes fatores de amortecimento durante o choque foram gerados para que o movimento pudesse ser estudado e comparado com o de sólidos reais.

Este estudo originou-se do emprego de um integrador de atitude de satélites em linguagem MATLAB chamado PROPAT, desenvolvido por um dos autores, devidamente adaptado para incorporar novas funcionalidades, como o modelo matemático do choque inelástico, e a detecção do instante de choque, por exemplo.

# MIXED ACTUATORS CONTROL BASED ON DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION AND TESTED IN A HARDWARE-IN-THE-LOOP RENDEZVOUS SIMULATOR

W. Gomes dos Santos<sup>1</sup>, E. M. Rocco<sup>1</sup>, T. Boge<sup>2</sup>, H. Benninghoff<sup>2</sup>, F. Rems<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Space Mechanics and Control Division, INPE, Brazil.*

<sup>2</sup> *Space Operations and Astronaut Training / Space Flight Technology, German Aerospace Center (DLR), Germany.*

The mixed actuators problem has been investigated in this work. A novel approach based on discrete multiobjective optimization to solve the control problem of a set of spacecraft actuators with conflicting characteristics has been proposed and tested. The method, called Actuator Multiobjective Control Method (AMCM), is included in a coupled translational and attitude control system applied to the final approach phase of a rendezvous maneuver. Furthermore, all elements of the guidance, navigation and control loop have been developed and implemented in a simulation framework. Thrusters (used as a reaction control system), a set of reaction wheels, and a set of magnetic torquers are the group of actuators used to satisfy the requested force/torque commands. The discrete multiobjective problem is formulated with four objectives: torque error, fuel and electrical charge consumption, disturbance of coupling, and risk of utilization. The decision variables represent the torque control signal commanded to the actuators. In addition, the hardware-in-the-loop rendezvous and docking simulation facility of the German Aerospace Center, called European Proximity Operations Simulator (EPOS), has been used to test the proposed method under realistic environmental conditions using rendezvous sensor-hardware. The implemented software demonstrated effectiveness and robustness proved to be able to generate reliable results in both non-real-time and real-time simulations. Moreover, results indicate that a mixed actuators methodology can achieve better performance than those using the same type of actuators.

## DESIGN OF A LINEAR TIME-INVARIANT CONTROL SYSTEM USING A DISCRETE MULTIOBJECTIVE OPTIMIZATION APPROACH

W. Gomes dos Santos<sup>1</sup>, E. M. Rocco<sup>1</sup>, T. Boge<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Space Mechanics and Control Division, INPE, Brazil.*

<sup>2</sup> *Space Operations and Astronaut Training / Space Flight Technology, German Aerospace Center (DLR), Germany.*

This work investigates the design problem of a linear time-invariant control system composed of three conflicting linear actuators. The proposed method defines the best selection of actuators gains based on a discrete multiobjective optimization approach. The transfer functions have been derived and the transient response has been evaluated throughout this work. In addition, stability conditions have been analyzed for a range of closed-loop poles and zeros. The discrete multiobjective optimization problem is formulated with a couple of objective functions: overshoot and settling time. The Smallest Loss Criterion has been used to find the best compromise solution from a group of candidate solutions. Results indicated that a multiobjective approach plays an important role in the design of control systems with conflicting behavior. The proposed methodology has achieved a better transient response than a criterion based on preferences.

## ESTIMAÇÃO DE BIAS DE GIROS E ATITUDE PELO MÉTODO DE MÍNIMOS QUADRADOS PARA SISTEMA NÃO LINEAR UTILIZANDO DADOS SIMULADOS E REAIS DO SATÉLITE CBERS-2

W. R. Silva<sup>1</sup>, H. K. Kuga<sup>1</sup>, M. C. Zanardi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Av. dos Astronautas, 1758, Jd. da Granja, CEP:12227-010, São José dos Campos, SP, Brasil.*

*E-mails: [reis.william@gmail.com](mailto:reis.william@gmail.com), [helio.kuga@inpe.br](mailto:helio.kuga@inpe.br),*

<sup>2</sup> *Universidade Federal do ABC (UFABC), Av. dos Estados, 5001, Bangu, CEP:09210-580, Santo André, SP, Brasil.*

*E-mail: [mceciliazanardi@gmail.com](mailto:mceciliazanardi@gmail.com).*

A estimação de atitude e bias de giros envolvem abordagens de técnicas de estimação não linear, cujo conhecimento é essencial para a segurança e controle do satélite e carga útil. Neste trabalho usamos duas abordagens, uma processando dados de órbita e atitude simulados pelo software PROPAT para Matlab e outra utilizando dados de medidas reais dos satélites CBERS-2 (China Brazil Earth Resources Satellite) e comparadas entre si. O CBERS-2 foi lançado em 2003, controlado e operado em turnos pela China (Xi'an Control Center) e Brasil (Satellite Control Center). Sua órbita está perto polar sol-síncrona com uma altitude de 778 km, cruzando Equador, às 10h30, em direção descendente, perigeu congelado a 90 graus, e fornecer cobertura global do mundo a cada 26 dias. O modelo dinâmico atitude é descrita por equações não lineares, envolvendo os ângulos de Euler. Os giroscópios fornecer as medidas angulares no sistema de referência estrutura corporal. Giros são sensores muito importantes, uma vez que proporcionam ângulos incrementais diretos ou velocidades angulares. Eles podem sentir variações instantâneas de velocidades nominais. Uma característica importante é que ele permite a substituição de modelos complexos (diferentes torques que atuam sobre o ambiente espacial) usando suas medidas para transformar as equações dinâmicas em equações cinemáticas simples. No entanto giroscópios apresentar diversas fontes de erro de que o desvio é o mais problemático. Tais desvios produzir ao longo do tempo um acúmulo de erros que devem ser contabilizadas no processo de determinação de atitude. Aqui se propõe a estimar a atitude e os bias dos giroscópios utilizando o método dos mínimos quadrados. Os resultados mostram que é possível chegar a uma precisão na determinação de atitude dentro dos requisitos exigidos, além de fornecer estimativas dos bias dos giroscópio que podem ser usadas para melhorar ainda mais o modelo de erro giroscópio.

# COMPARAÇÃO DA FILTRAGEM $H_\infty$ ESTENDIDA DE SEGUNDA ORDEM PROCESSANDO DADOS SIMULADOS E REAIS PARA CALIBRAÇÃO DE GIROS E ESTIMAÇÃO DE ATITUDE

W. R. Silva<sup>1</sup>, H. K. Kuga<sup>1</sup>, M. C. Zanardi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Divisão de Mecânica Espacial e Controle, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Av. dos Astronautas, 1758, Jd. da Granja, CEP:12227-010, São José dos Campos, SP, Brasil.*

*E-mails: [reis.william@gmail.com](mailto:reis.william@gmail.com), [helio.kuga@inpe.br](mailto:helio.kuga@inpe.br),*

<sup>2</sup> *Universidade Federal do ABC (UFABC), Av. dos Estados, 5001, Bangu, CEP:09210-580, Santo André, SP, Brasil.*

*E-mail: [mceciliazanardi@gmail.com](mailto:mceciliazanardi@gmail.com).*

Neste artigo, a Filtragem  $H_\infty$  Estendida de Primeira e Segunda Ordem é utilizada para a determinação de atitude e a estimação de bias de giros. Tal filtro usa a série de Taylor para aproximar as não linearidades da dinâmica conhecida e assume que os ruídos têm propriedades estatísticas conhecidas. De acordo com a teoria, em comparação com a filtragem Kalman, a filtragem  $H_\infty$  tem algumas vantagens na estimação de estados. No Filtro  $H_\infty$ , a natureza é considerada perversa e procura ativamente degradar a estimação de estados tanto quando possível, enquanto isso no Filtro de Kalman, a natureza é considerada indiferente. Assim, o Filtro  $H_\infty$  Estendido é simplesmente uma versão robusta dos Filtro de Kalman Estendido pois adiciona tolerâncias a ruídos e dinâmica não modelados. Dessa forma, o objetivo desse trabalho é destacar e ampliar as propriedades do Filtro  $H_\infty$  em termos de suas características favoráveis. Na aplicação do filtro foi utilizada duas abordagens, uma utilizando dados de órbita e atitude simulados pelo software PROPAT para Matlab e outra utilizando dados de medidas reais dos satélites CBERS-2 (China Brazil Earth Resources Satellite 2) e comparadas entre si. O modelo cinemático da atitude é descrito por equações não lineares envolvendo os ângulos de Euler. Os sensores de atitude disponíveis são dois DSS (Digital Sun Sensors), dois IRES (Infra-Red Earth Sensor) e um triedro de giros mecânicos. Os dois IRES fornecem medidas direta dos ângulos *roll* e *pitch* com certo nível de erro. Os dois DSS são montados no satélite de tal forma que fornecem uma função não linear dos ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw*. Os resultados neste trabalho mostram que se pode melhorar a precisão na determinação de atitude com os requerimentos prescritos, além de fornecer a estimativa dos bias dos giros que pode ser usada para realçar o modelo de erro dos giros. Sabe-se que giros apresentam algumas fontes de erros tal com os bias que é o mais problemático, pois com o tempo, a acumulação de erros pioram a precisão no processo de estimação, além disso os bias devem ser levados em conta no processo de determinação de atitude para garantir o sucesso da missão.

## MAPEAMENTO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS NAS VIZINHANÇAS DE RESSONÂNCIAS CONSIDERANDO AS CARACTERÍSTICAS ORBITAIS

**W.B.Bernardes<sup>1,2</sup>, J. K. S. Formiga<sup>1,2</sup>, A.F.B.A. Prado<sup>1</sup>, R.V. de Moraes<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE – DMC, Brasil.*

<sup>2</sup> *FATEC-Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, Brasil.*

<sup>3</sup> *UNIFESP-Instituto de Ciência e Tecnologia de São José dos Campos, Brasil*

A idéia principal deste trabalho é mapear as características orbitais de satélites artificiais nas vizinhanças de ressonâncias orbitais, baseado em uma teoria no estudo de perturbações orbitais devido ao geopotencial e no efeito de ressonâncias apresentada por Lima Junior (1998) e Formiga (2004). As características de tais satélites são obtidas através dos dados fornecidos pelo elemento “2-line” da Norad (celestrak, 2004).

Foi elaborado um programa em Fortran para “filtragem” de um banco de dados de satélites lançados em órbita, ativos ou não. Os dados possuem elementos keplerianos e o seu período orbital correspondente aos elementos da época. Através destas informações e de equações da astrodinâmica, o programa desenvolvido fará um estudo rigoroso mapeando todos os satélites que estão na vizinhança da ressonância ou não. Os satélites serão mapeados de acordo com os seus elementos keplerianos, tais como: semi-eixo maior, excentricidade, inclinação, argumento do perigeu e longitude do nodo ascendente. Finalmente um levantamento e um estudo estatístico serão realizados.

Os resultados obtidos poderão ser utilizados em projeto futuro do planejamento de missões quando estamos interessados em descobrir o efeito que este fenômeno causa nas trajetórias dos satélites.



## MODELO SEMIANALÍTICO PARA DINÂMICA DE LUAS TROIANAS INCLUINDO A PERTURBAÇÃO SOLAR

X. Saad Olivera<sup>1</sup>, F. Roig<sup>1</sup>, C. Giuppone<sup>2,3</sup>, A. Leiva<sup>3</sup>

<sup>1</sup> *Observatório Nacional, Brasil.*

<sup>2</sup> *Instituto de Astronomía Teórico Experimental, CONICET, Argentina*

<sup>3</sup> *Observatorio Astronômico Córdoba, UNC, Argentina.*

O objetivo deste trabalho é analisar a evolução dinâmica de um corpo massivo em ressonância co-orbital com a nossa Lua, utilizando-se um mapeamento simplético. O mapeamento é semelhante a um mapeamento "twist" perturbado (ex. Hadjidemetriou, 1993, CeMDA 56, 563), e o modelo de hamiltoniano baseia-se no que foi recentemente desenvolvido por Robutel e Pousse (2013, CeMDA 117,17). A nossa proposta é estudar a estabilidade do troiano sob a ação de forças de maré, o que poderia ter implicações para a história colisional da Lua (ex. Jutzi e Asphaug, 2011, Nature 476, 69). Apresentamos aqui os resultados preliminares sobre a construção do mapeamento, ao qual temos acrescentado o efeito da perturbação solar que é relevante para o aparecimento da ressonância eveção. Também apresentamos comparações do mapeamento com simulações numéricas precisas. O próximo passo será incluir no modelo uma força não conservativa ad-hoc para simular a evolução por maré.

## **Nome, instituição e e-mail dos participantes**

Ademir Estevam  
FATESF - Faculdade de Tecnologia São Francisco  
ademirestevam80@gmail.com

Adrian Rodriguez Colucci  
DEMAC-UNESP  
adrian@rc.unesp.br

Adriana Cavalcante Agostinho  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
adriana\_agostinho@yahoo.com.br

Alain Giacobini de Souza  
INPE  
alaingiacobini@gmail.com

Alan Alves Jorge do Carmo  
Universidade de São Paulo  
alan.ajac@iag.usp.br

Albouy  
Observatoire de Paris/CNRS  
albouy@imcce.fr

Alessandra Ferraz da Silva Ferreira  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
aleferrazsilva@hotmail.com

Alexandre Alves Martins  
Universidade de Brasília  
aam@ist.utl.pt

Allyson dos Santos Oliveira  
Universidade Federal de Sergipe  
allysonfsa@gmail.com

Altair Ramos Gomes Júnior  
Universidade Federal do Rio de Janeiro  
altair08@astro.ufrj.br

Ana Paula Marins Chiaradia  
UNESP  
anachiaradia@feg.unesp.br

Anderson Brazil Nardin  
Instituto Nacional de Pesquisas Es paciais - INPE  
brazilanderson@hotmail.com

André Amarante Luiz  
UNESP  
amarante@feg.unesp.br

Anna D. Guerman  
University of Beira Interior  
anna@ubi.pt

Antônio Delson Conceição de Jesus  
UNIVERSIDADE ESTADUAL DE FEIRA DE SANTANA (UEFS)  
a1d1j1@gmail.com

Antonio F Bertachini A Prado  
INPE  
antonio.prado@inpe.br

Antonio Gil  
UFABC  
agbrum@gmail.com

Bárbara Celi Braga Camargo  
Unesp- Guaratinguetá  
bcbc.fisica@gmail.com

Bruna Masago  
INPE  
brunamasago@gmail.com

Bruno Eduardo Morgado  
UFRJ  
bmorgado@astro.ufrj.br

Bruno Figueiredo Bartoloni  
Universidade de São Paulo  
bartolonis@yahoo.com.br

Carlos Arturo Basante Erazo  
Observatório Nacional / MCTI  
cbcaturo@gmail.com

Chantal Cappelletti  
Universidade de Brasília  
chantal.cappelletti@gmail.com

Claudia Celestino  
Universidade Federal do ABC  
claudia.celeste@ufabc.edu.br

Cristian Giuppone  
Universidad Nacional de Córdoba  
cristian.giuppone@gmail.com

Cristiano Fiorilo de Melo  
Universidade Federal do ABC  
cristiano.fiorilo@ufabc.edu.br

Daniel Strufaldi Batista  
Universidade Estadual de Londrina  
daniel.strufaldi@gmail.com

Décio Cardozo Mourão  
UNESP - Univ Estadual Paulista  
decmou@yahoo.com.br

Denilson Paulo Souza dos Santos  
INPE / CAST  
denilson.paulo@gmail.com

Diogo Merguizo Sanchez  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
diogo.sanchez@inpe.br

Eduardo Andrade-Ines  
IAG-USP  
eduardo.andradeines@iag.usp.br

Eduardo Mendes Oliveira  
UNIVERSIDADE ESTADUAL DE FEIRA DE SANTANA (UEFS)  
dudarts@msn.com

Eduardo Zapico  
Universidad Nacional de Córdoba  
ezapico@efn.uncor.edu

Elbert E N Macau  
INPE  
elbert.macau@inpe.br

Edward Belbruno  
Princeton University  
belbruno@princeton.edu

Erica Cristina Nogueira  
Universidade Federal Fluminense  
erica.nogueira@on.br

Evandro Marconi Rocco  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
evandro.rocco@inpe.br

Felipe Braga Ribas  
Observatório Nacional  
ribas@on.br

Fernanda Machado Araújo  
Universidade Federal do ABC  
fer.araujo25@gmail.com

Fernando Roig  
Observatorio Nacional  
froig@on.br

Filipe Batista Ribeiro  
UNESP  
filipebr7@gmail.com

Francesco Topputo  
Politecnico di Milano  
francesco.topputo@polimi.it

Francisco das Chagas Carvalho  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
fchagas.carvalho@gmail.com

Francisco Granziera Junior  
Universidade Estadual de Londrina - UEL  
francisco.granzierajr@gmail.com

Francisco Salazar  
Universidade Estadual Paulista  
e7940@hotmail.com

Gabriel Borderes Motta  
UNESP-FEG  
gabriel\_borderes@yahoo.com.br

Gabriel Rezende Germanovix  
Universidade Estadual Londrina  
gabriel\_r\_g@hotmail.com

Gabriela Martins Cruz  
Fatec  
gabrielamartinscruz@hotmail.com

Geraldo Magela Couto Oliveira  
INPE  
magela@gmail.com

Gerson Cruz Araujo  
Universidade Federal de Pernambuco  
crumusic@yahoo.com.br

Gersonilo Oliveira da Silva  
Universidade Federal Rural de Pernambuco  
gersonilo@uag.ufrpe.br

Giovanni Federico Gronchi  
University of Pisa  
gronchi@dm.u

Guilherme Afonso Siqueli  
INPE  
guilhermesiqueli@gmail.com

Gustavo Benedetti Rossi  
LESIA Observatoire de Paris, França  
gugabrossi@gmail.com

Gustavo Oliveira Madeira  
Universidade Paulista Júlio de Mesquita Filho  
cavgustavomadeira@gmail.com

Gyslla Danielle Bento da Silva  
Universidade Federal do ABC  
gyslla.danielle@gmail.com

Helton da Silva Gaspar  
FEG - UNESP  
helton.unesp@gmail.com

Hildeberto Cabral  
hild@dmate.ufpe.br  
Pos-graduação do DMat-UFPE

Hugo Alberto Folonier  
USP  
folonier@usp.br

Iberê Luiz Caldas  
Universidade de São Paulo  
ibere@if.usp.br

Ijar M. da Fonseca  
ITA and INPE  
ijar@uol.com.br

Jarbas Cordeiro Sampaio  
UNIFESP / Sao Jose dos Campos  
jarbascordeiro@gmail.com

Jean Paulo dos Santos Carvalho  
UFRB/CETENS  
jeanfeg@gmail.com

Jéssica dos Santos Pimentel  
Faculdade de Tecnologia São Francisco - FATESF  
jessiquinha.pimentel@gmail.com

Jhonathan Orlando Murcia Piñeros  
INPE  
jomurciap@unal.edu.co

Jorge Correa-Otto  
Universidade de São Paulo  
jorge9895@gmail.com

Jorge Kennety Silva Formiga  
FATEC-SJC  
jkennety@yahoo.com.br

José Antonio Batista Neto  
IResearch Institute  
jobanet@uol.com.br

José Batista da Silva Neto  
INPE  
josebatista91@gmail.com

José Leonardo Ferreira  
Universidade de Brasília UnB  
jleonardoferreira@uol.com.br

Josselin Desmars  
Observatório Nacional  
desmars@on.br

Josué Cardoso dos Santos  
Universidade Estadual Paulista  
josuesantosunesp@gmail.com

Juliano Antônio de Oliveira  
Univ Estadual Paulista - UNESP  
julianoantonio@sjbv.unesp.br

Julio Ignacio Bueno de Camargo  
Observatório Nacional / MCTI  
camargo@on.br

Laura Diana Moreschi  
Universidad Nacional de Cordoba  
laumoreschi@gmail.com

Laurent Nierdeman  
Université Paris Sud/Observatoire de Paris-IMCCE  
laurent.niederman@math.u-psud.fr

Leandro Baroni  
Universidade Federal do ABC  
leandro.baroni@ufabc.edu.br

Leonardo Barbosa Torres Santos  
Universidade Federal Rural de Pernambuco  
leonardobarbosat@hotmail.com

Leonardo Coito Pereyra  
lecope.3@hotmail.com  
Leonardo Coito Pereyra

Leonardo Di Schiavi Trotta  
Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho (UNESP)  
trottaleonardo@gmail.com

Leonardo Morgan  
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP  
leomorgan\_@hotmail.com

Liana Dias Gonçalves  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
lianadgon@gmail.com

Lorena Gayarre Pena  
INPE  
lorenagayarre@gmail.com

Lossian Barbosa Bacelar Miranda  
Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Piauí  
lossian@oi.com.br

Luana Liberato Mendes  
FEG - UNESP  
luana\_liberato\_94@ymail.com

Lucas Rezende Valeriano  
Universidade Federal de Pernambuco  
lucasvaleriano@gmail.com

Lucas Treffenstadt  
FEG - UNESP  
ltreffenstaedt@gmail.com

Luis Otávio Marchi  
marchi.luis@yahoo.com.br  
Universidade Federal do ABC

Luiz Alberto de Paula  
USP / IAG  
luiz.if@ig.com.br

Luiz Arthur Gagg Filho  
Technological Institute of Aeronautics  
luizarthur.gagg@gmail.com



Luiz Augusto Guimarães Boldrin  
Univ. Estadual Paulista-Unesp  
luizboldrin@yahoo.com.br

Luiz de Siqueira Martins Filho  
Universidade Federal do ABC - UFABC  
luizsmf@gmail.com

Maisa de Oliveira Terra  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
maisa@ita.br

Marcelo Lisboa Mota  
prof.mlota@gmail.com  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

Marcio Afonso Arimura Fialho  
INPE  
maaf@dea.inpe.br

Marcos Brito  
Fuerza Aérea Argentina  
ma.brito@gmail.com

Marcos Tadeu dos Santos  
USP  
marcos0363@gmail.com

Maria Cecília Zanardi  
Universidade Federal do ABC  
mcecilianzanardi@gmail.com

Maria Helena Morais  
UNESP  
helena.morais@rc.unesp.br

Maria Lívia Galhego Thibes Xavier da Costa  
Universidade Federal de São Paulo  
livia.thibes@gmail.com

Maria Rita da Silva  
INPE  
maria.silva@inpe.br

Mariana Aquino Rodrigues Almeida  
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá / UNESP  
mari.matematica@yahoo.com.br

Mariana Frassetto Malvezzi  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
marianafrassetto@hotmail.com

Mariela Huaman Espinoza  
UNESP, Univ. Estadual Paulista  
mariet142@gmail.com

Mário César Ricci  
INPE  
mariocesarricci@uol.com.br

Marisa Roberto  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
marisar@ita.br

Maurício Nacib Pontuschka  
PUC-SP  
tuska@pucsp.br

Nelson Callegari Jr.  
UNESP  
calleg@rc.unesp.br

Nicole Pereira de Lima  
UNESP-Faculdade de engenharia de Guaratinguetá  
nicolepereira10@gmail.com

Nilton Carlos Santos Araujo  
Unesp-campus de Guaratinguetá  
nilcasr@gmail.com

Osamu Saotome  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica -- ITA  
osaotome@gmail.com

Othon Winter  
UNESP  
ocwinter@gmail.com

Pablo Lemos  
Facultad de Ciencias  
plemos@fisica.edu.uy

Paula C P M Pardal  
USP - University of São Paulo  
paulacristiane@gmail.com

Philippe Robutel  
Observatoire de Paris  
robutel@imcce.fr

Pierre Bigot  
INPE  
pierre.bigot.01@gmail.com

Priscilla Andressa de Sousa Silva  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
priandss@gmail.com

Priscilla Pires  
UNIFOA  
priscilla\_pires@yahoo.com.br

Rafael de Brito Machado  
FATESF - Faculdade de Tecnologia São Francisco  
rafaelbritomachado@yahoo.com.br

Rafael Minatogau Ferro  
Instituto de Física da Universidade de São Paulo  
rafaelfm@if.usp.br

Rafael Ribeiro de Sousa  
Universidade Estadual Paulista Júlio Mesquita Filho  
rafanw72@gmail.com

Rafael Sfair  
UNESP  
rsfair@feg.unesp.br

Rafael Silva de Paula  
Faculdade de Tecnologia de Jacareí  
rafael.silva.paula@gmail.com

Raíssa Santos Horta  
ETEP Faculdades  
raissa.s.h@hotmail.com

Raphael Willian Peres  
Faculdade de Tecnologia São Francisco  
raphael-peres@hotmail.com

Regina Elaine Santos Cabette  
recabette@uol.com.br  
UNISAL – Centro Universitário Salesiano São Paulo

Ricardo Aparecido de Moraes  
Universidade Estadual Paulista  
ricardo.moraes07@gmail.com

Ricardo Egydio de Carvalho  
Universidade Estadual Paulista-UNESP  
regydio@rc.unesp.br

Ricardo Pereira Tosta  
Universidade Federal do ABC - UFABC  
ricardopereiratosta@gmail.com

Rita de Cássia Domingos  
Universidade Estadual Paulista  
rdomingos95@gmail.com

Roberta Veloso Garcia  
Universidade de São Paulo  
robertagarcia@usp.br

Roberto Vieira Martins  
Observatório Nacional  
rvm@on.br

Rodney Gomes  
Observatório Nacional  
rodney@on.br

Rodolpho Vilhena de Moraes  
UNIFESP  
rodolpho.vilhena@gmail.com

Rogério Deienno  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
rogerio.deienno@gmail.com

Rosana Aparecida Nogueira de Araujo  
UNESP Câmpus Guaratinguetá  
ran.araujo@gmail.com

Rubens Antonio Condeles Júnior  
INPE  
rcondeles@yahoo.com.br

Safwan Aljbaae  
Departamento de Matemática - UNESP  
safwan.aljbaae@obspm.fr

Sandro da Silva Fernandes  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
sandro@ita.br

Sandro Ricardo De Souza  
Observatório Nacional  
sandroricardo@on.br

Saymon Henrique Santos Santana  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
saymonhss@gmail.com

Sébastien Charnoz  
University Paris Diderot  
sebastien.charnoz@cea.fr

Sheila Crisley de Assis  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
sheassis@yahoo.com.br

Silvia Maria Giuliatti Winter  
UNESP  
silvia@feg.unesp.br

Sylvio Ferraz-Mello  
UNESP  
sylvio@iag.usp.br

Tabaré Gallardo  
UDELAR / Facultad de Ciencias  
gallardo@fisica.edu.uy

Tadashi Yokoyama  
UNESP  
tadashi@rc.unesp.br

Tarcísio da Silva Bustamante  
Faculdade de Tecnologia São Francisco - FATESF  
tarcisio\_busta@yahoo.com.br

Tatiana Alexandrovna Michtchenko  
USP  
tatiana@astro.iag.usp.br

Tatiane Scarabel Pelosi  
FEG-Unesp  
tatiane\_pelosi@hotmail.com

Thadeu Augusto Medina de Carvalho  
Fundação Universidade Federal do ABC  
thadeu.augusto@yahoo.com

Thais Cardoso Franco  
Universidade Federal do ABC  
thais17franco@gmail.com

Thais Carneiro Oliveira  
INPE  
thais.tata@gmail.com

Thamiris de Santana  
UNESP  
thamirisdesantana@gmail.com

Thierry G. G. Chanut  
UNESP  
thierry@feg.unesp.br

Valerio Carruba  
UNESP  
vcarruba@feg.unesp.br

Victor Correa Lattari  
FEG, UNESP  
victorlattari@outlook.com

Wagner Frederico Cesar Mahler  
INPE  
wagner.mahler@gmail.com

Walkiria Schulz  
Universidad Nacional de Córdoba  
walkiria.schulz@gmail.com

Wilian Luís Campesato  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
wcampesato@yahoo.com.br

Willer Gomes dos Santos  
National Institute for Space Research (INPE)  
willer.gomes@yahoo.com.br

William Reis Silva  
National Institute for Space Research  
reis.william@gmail.com

Willian Braga Bernardes  
FATEC - Prof. Jessen Vidal  
willian.bragabernardes@gmail.com

Ximena Beatriz Saad Oliveira  
Observatório Nacional  
ximena@on.br