

Um simulador de atitude para apoio a missões espaciais

Valdemir Carrara
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE

1 - Introdução

As próximas missões espaciais exclusivamente nacionais irão galgar um passo importante na direção de sistemas de controle embarcado. Missões anteriores possuíam uma arquitetura de controle passiva, com eventuais correções de atitude planejadas e comandadas esporadicamente a partir da estação de controle baseada em terra. As futuras missões devem possuir um alto grau de automatismo, elevando a precisão de apontamento para décimos de grau, alcançada apenas pelos sensores de última geração. Como consequência do automatismo realizado a bordo a confiabilidade do sistema de controle torna-se crítica, exigindo um novo patamar de verificação e testes em malha fechada. Prevê-se que tais testes sejam realizados com incorporação crescente de hardware dentro da malha de software, isto é, parte-se de uma simulação completa do sistema de controle (ver Figura 1), e adiciona-se gradativamente o computador de bordo, as eletrônicas dos sensores, e por fim os próprios sensores. Durante estas fases o programa embarcado sofre revisões e atualizações com base nos resultados dos testes. A estratégia por trás deste esquema é utilizar os equipamentos reais do sistema, e simular em computador aqueles que não puderem integrar o ambiente de testes. Uma vez que não se consegue mimetizar o ambiente espacial em laboratório, a dinâmica de atitude deve permanecer simulada. Este trabalho descreve então o projeto deste simulador de atitude e sua primeira versão. Ele foi concebido para ser extremamente modular (as interfaces são funções padronizadas), portátil para diferentes sistemas operacionais (utiliza linguagem Ansi-C), e permitir futuramente migração para uma linguagem orientada a objeto, com o propósito de facilitar a configuração por parte dos realizadores de testes. Na fase atual de desenvolvimento, foram codificados e testados os módulos de propagação de atitude considerando matriz de inércia e centro de massa variáveis no tempo em virtude do movimento de painéis solares, conversão de coordenadas orbitais e de atitude, efemérides orbitais como Sol, Terra e campo geomagnético, propagação de órbita analítica, simulação de sensores (magnetômetro, giro, sensor solar, sensor de estrela, sensor GPS), atuadores (rodas de reação, bobinas magnéticas, propulsores), e mecanismo de controle do painel solar. Os próximos passos serão a implementação de perturbações ambientais na atitude (torques magnéticos, gravitacionais e aerodinâmicos), e a adequação do simulador para operar em tempo real.

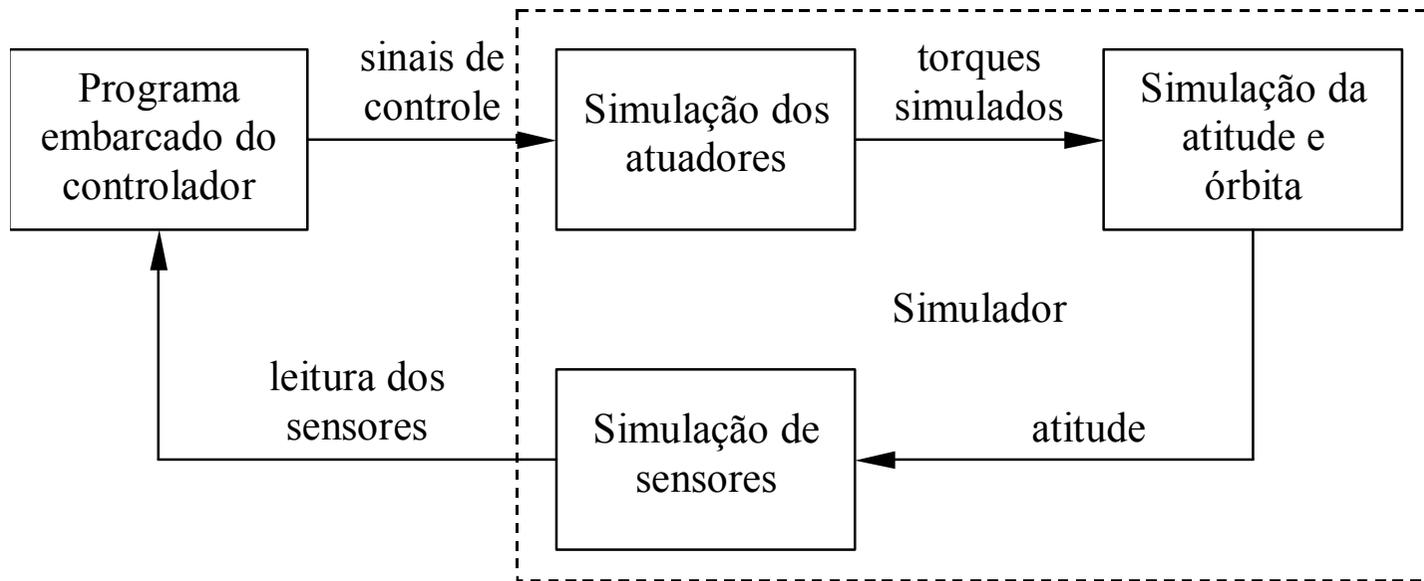


Fig. 1 – Interfaces entre os módulos que constituem o programa de simulação e o programa embarcado do controlador.

2 - Equacionamento

Considera-se um satélite como composto por vários corpos rígidos unidos por juntas articuladas (painéis solares, por exemplo). A movimentação dos apêndices é assumida como desvinculada da integração, isto é, segue uma lei temporal conhecida, o que evita a integração das equações de movimento destes apêndices. A equação diferencial do movimento é então dada por:

$$\dot{\omega}_o^o = (I_o + J_n)^{-1} \left[\sum (N_{cont} + N_{pert}) + (I_o \omega_o^o) \times \omega_o^o + h \times \omega_o^o - \dot{h} - \dot{H}_n \right]$$

$$\dot{h} = T$$

onde I_o é a matriz de inércia do corpo principal do satélite, N_{cont} são os torques de controle, N_{pert} são os torques de perturbação modelados matematicamente, h é o momento angular armazenado nas rodas de reação, T são os torques internos aplicados às rodas, ω_o^o é a velocidade angular do corpo principal e J_n e H_n são dados por

$$J_n = \sum_{k=1}^n \left(A_{k,o} I_k A_{k,o}^T - m_k \Omega(a_{ok}^o - a_{ko}^o) \Omega(a_{ok}^o - a_{ko}^o) \right) + \frac{1}{m_t} \left(\sum_{k=1}^n \left(m_k \Omega(a_{ok}^o - a_{ko}^o) \right) \right)^2$$

$$\dot{H}_n = \sum_{k=1}^n \left[\Omega(\omega_o^o + \omega_k^o) A_{k,o} I_k A_{k,o}^T (\omega_o^o + \omega_k^o) + \right.$$

$$\left. + A_{k,o} I_k A_{k,o}^T (\Omega(\omega_o^o) \omega_k^o + \dot{\omega}_k^o) \right] + \sum_{k=1}^n m_k \Omega(a_{ok}^o - a_{ko}^o) \beta_k - m_t \Omega(r_{cm}^o) \sum_{k=1}^n \mu_k \beta_k$$

e por sua vez β_k , μ_k e r_{cm} são obtidos de

$$\beta_k = \Omega(\omega_o^o) \Omega(\omega_o^o) a_{ok}^o - \Omega(\omega_o^o + \omega_k^o) \Omega(\omega_o^o + \omega_k^o) a_{ko}^o + \Omega(a_{ko}^o) (\Omega(\omega_o^o) \omega_k^o + \dot{\omega}_k^o)$$

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_o + \sum_{j=1}^n m_j} = \frac{m_k}{m_t}$$

$$r_{cm}^o = \sum_{k=1}^n \mu_k (a_{ok}^o - a_{ko}^o)$$

tal que $\Omega(\cdot)$ indica o operador matricial que efetua o produto vetorial do argumento. Nestas equações I_k é a matriz de inércia do apêndice k , m_k é sua massa, $A_{k,o}$ é a matriz de rotação entre este apêndice e o corpo principal e $\omega_k(t)$ é a velocidade angular desta junta. Cada junta articulada k apresenta dez parâmetros escalares ($\theta_0, d_0, a_0, t_0, \theta_1, d_1, a_1, t_1, \theta_2$ e d_2), obtidos a partir das regras de Denavit-Hartenberg para juntas robóticas em 3 sistemas de coordenadas fixados ao satélite, mostrados na Figura 2.

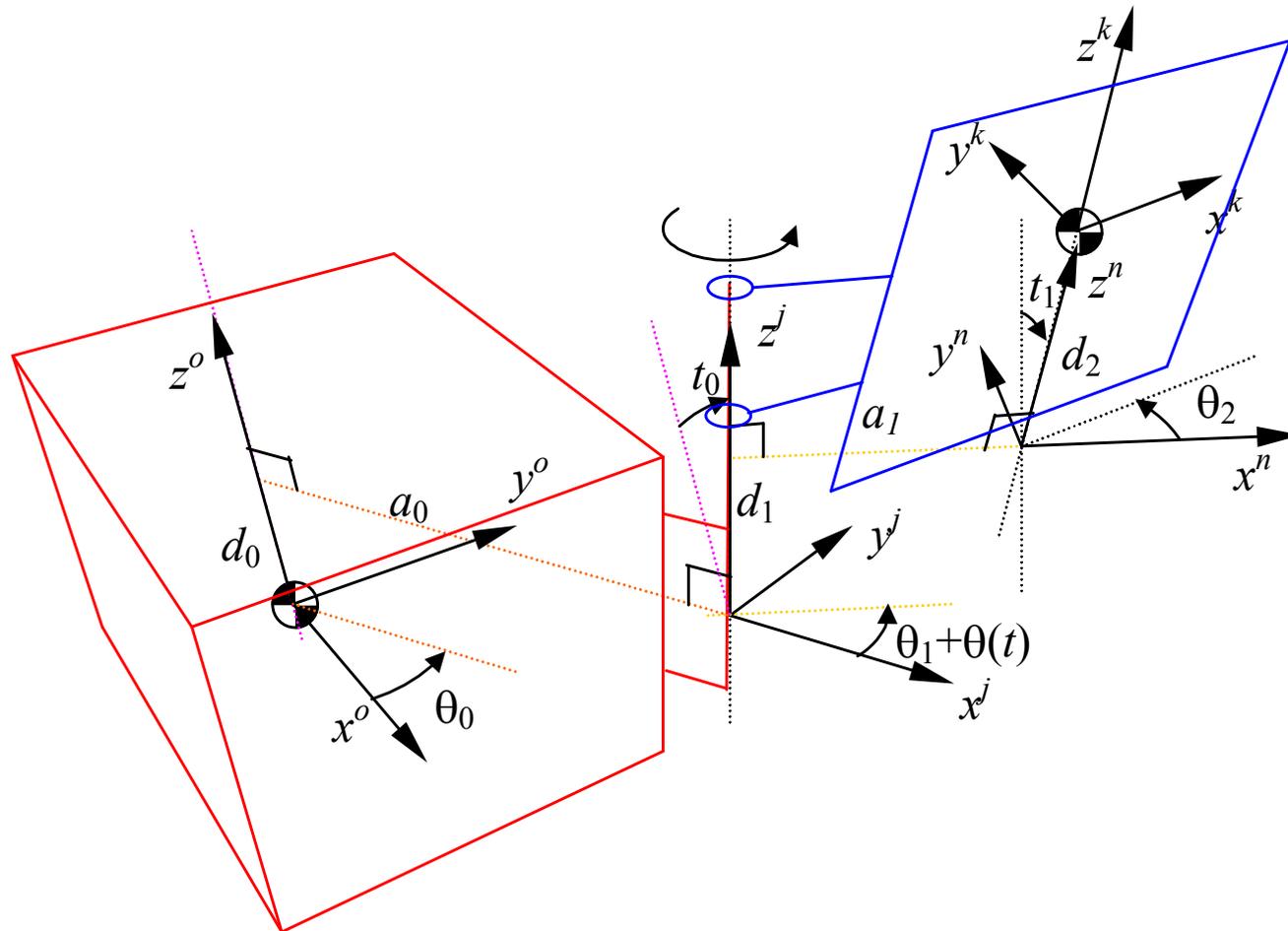


Fig 2 – Sistemas de coordenadas do corpo principal, da junta e do apêndice k .

3 - Estrutura do simulador

O simulador de atitude foi concebido para ser uma máquina de estados, isto é, são construídas funções que permitem configurar os parâmetros da simulação para depois ser executada. O pacote foi desenvolvido em linguagem C padrão (Ansi C), uma vez que a programação do controlador deverá ser feita nesta linguagem. Optou-se por uma plataforma de desenvolvimento baseada em software livre, e portanto adotou-se o compilador lcc-win, embora o DevC e o GCC-Linux possam igualmente ser utilizados.

O pacote de funções destinado a prover recursos para a simulação de atitude de satélites é composto de 8 módulos:

- 1) Propagador de atitude
- 2) Conversão de coordenadas
- 3) Funções de controle
- 4) Efemérides orbitais
- 5) Simulação de sensores (magnetômetro, GPS, sensor solar, unidade inercial, sensor de estrelas).
- 6) Simulação de atuadores (rodas de reação, bobinas magnéticas, mecanismo de giro dos painéis solares – BAPTA).
- 7) Perturbações ambientais
- 8) Operações em tempo-real

Todas as funções criadas retornam valores por meio de apontadores para estruturas ou de forma direta pelo nome. Não se tem, assim, argumentos de funções que sejam modificados ou que sejam parâmetros de retorno. Foram criadas para este projeto as seguintes estruturas:

`matrix3` - estrutura composta por 9 elementos (matriz quadrada de ordem 3).

`vector3` - estrutura composta por 3 elementos (vetor de ordem 3).

`vector6` - estrutura composta por 6 elementos (matriz com dois vetores de ordem 3).

`quaternion` - estrutura composta por 4 elementos,

e seus respectivos operadores, isto é, um produto de uma matriz M por um vetor P é programado na forma $M * P$. Tem-se assim os produtos vetorial, interno, produto por escalar, produtos entre quatérnions, etc, além de funções para efetuar a inversa de uma matriz, para transpor e para obter uma matriz identidade, entre outras. Um cabeçalho contido no arquivo `consta.h`.

3.1 - Funções do simulador de atitude

O simulador de atitude foi implementado na linguagem C, e os protótipos das funções estão definidos no arquivo de cabeçalho `attdyn.h`. Tem-se funções destinadas ao fornecimento de torques de controle (ou mesmo de perturbações) de origem externa; funções para fornecimento de torques de controle internas por meio de rodas de reação ou volantes de inércia; funções para fornecimento da geometria e dinâmica de apêndices articulados ou giratórios, funções para a definição de propriedades do satélite, e funções destinadas à configuração do propagador de atitude. As funções foram agrupadas em diversos tópicos:

- Torques externos de controle ou perturbação não modelada
- Torques externos em bobinas
- Torques externos de propulsores
- Torques internos em rodas de reação
- Propriedades do satélite
- Parâmetros do integrador de atitude
- Parâmetros da atitude
- Propagador de atitude
- Cálculo de efemérides

3.2 – Conversão de coordenadas

A atitude do satélite pode ser definida por meio dos ângulos de Euler, que consistem em três rotações de coordenadas efetuadas sobre os eixos cartesianos, ou ainda pelo ângulo e pelo vetor de Euler que descreve o eixo de rotação, e também pelo quatérnion e pela própria matriz de atitude. Existem 12 combinações distintas para os ângulos de Euler, porém apenas 2 delas possuem particular interesse na atitude de satélites. São as rotações efetuadas sobre os eixos x - y - z e z - x - z . Estas combinações de rotações são também conhecidas como 1-2-3 e 3-1-3 (Wertz, 1978). Tem-se, assim, 5 formas distintas de representar a atitude, que resolvem praticamente qualquer tipo de problema envolvendo a visualização do resultado. Implementou-se quase todas as transformações de um tipo de representação para outra como mostrado na Figura 3.

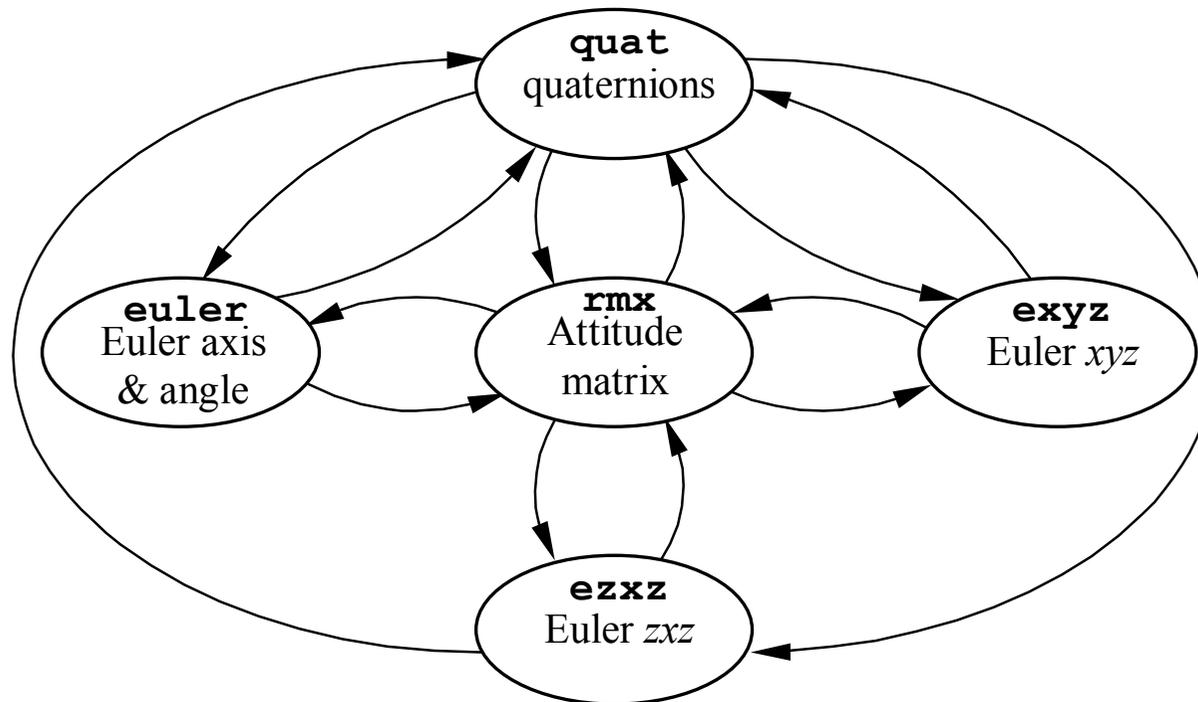


Fig. 3 – Representações distintas da atitude e as conversões implementadas.

3.2 – Efemérides orbitais

O movimento em atitude de um satélite é afetado pela sua posição do satélite em sua órbita e também pela própria geometria orbital. Embora os efeitos orbitais possam ser desprezados nas simulações de curta duração no tempo (menores do que 10 minutos), estes devem ser levados em conta sempre que a simulação estender-se por períodos mais longos. Ademais, uma vez que os sensores de atitude com frequência dependem destas efemérides, é natural incorporá-las ao simulador. Foram construídos conjuntos de funções para as seguintes tarefas:

- Transformações de data e hora
- Conversão de efemérides
- Posição do Sol
- Campo magnético terrestre (IGRF10)
- Propagação orbital pelo SGP8

3.3 – Simulação de equipamentos

Adotou-se certos procedimentos no processo de modelagem dos equipamentos para simulação de atitude. Em primeiro lugar, admite-se que a simulação em computador jamais será tão fiel quanto o sistema ou equipamento real. Isto implica que, por mais sofisticado ou complexo que sejam os modelos matemáticos, ainda assim permanece um erro com relação ao sistema real. Por outro lado, a simplificação em demasia pode tornar a simulação distante da realidade. O ponto de equilíbrio adotado será, portanto, aquele que permita uma certa confiabilidade da simulação ainda retendo o modelo num nível de complexidade adequado (sem comprometer, por exemplo, a execução da simulação em tempo-real). Os sensores implementados até o presente momento são:

- Magnetômetro (Figura 4)

$$r_{mag} = K_{mag} [e_{mag} (B_T + B_{mag}) + \sigma_{mag} \omega_{mag}],$$

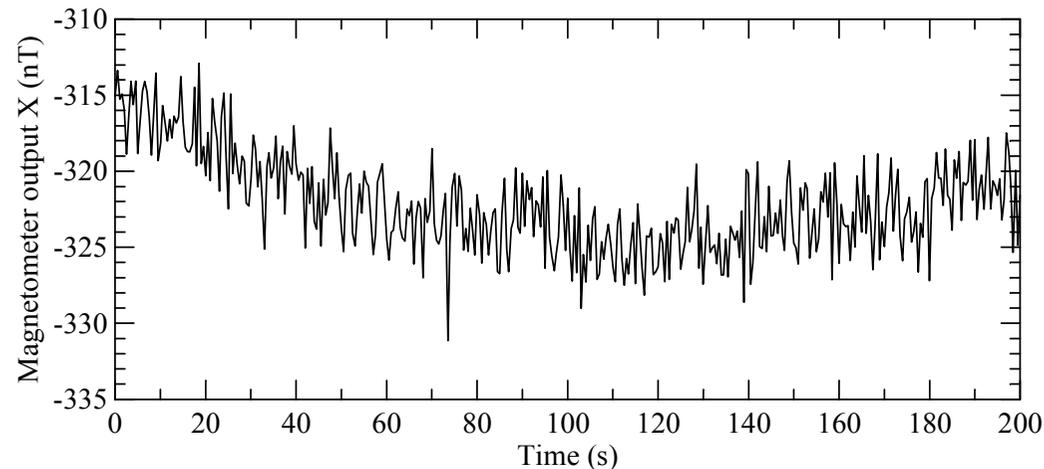


Fig. 4 – Simulação do magnetômetro na direção x .

- Sensor solar analógico (Figura 5)

$$S_{css} = \begin{cases} K_{css} \left[S_{shadow} \frac{1}{D_{AU}^2} (N_{css} \cdot r_{sun}) (1 + \sigma_r \omega_r) + \sigma_a \omega_a \right], & \text{se } N_{css} \cdot r_{sun} > 0 \\ K_{css} \sigma_a \omega_a, & \text{se } N_{css} \cdot r_{sun} \leq 0 \end{cases}$$

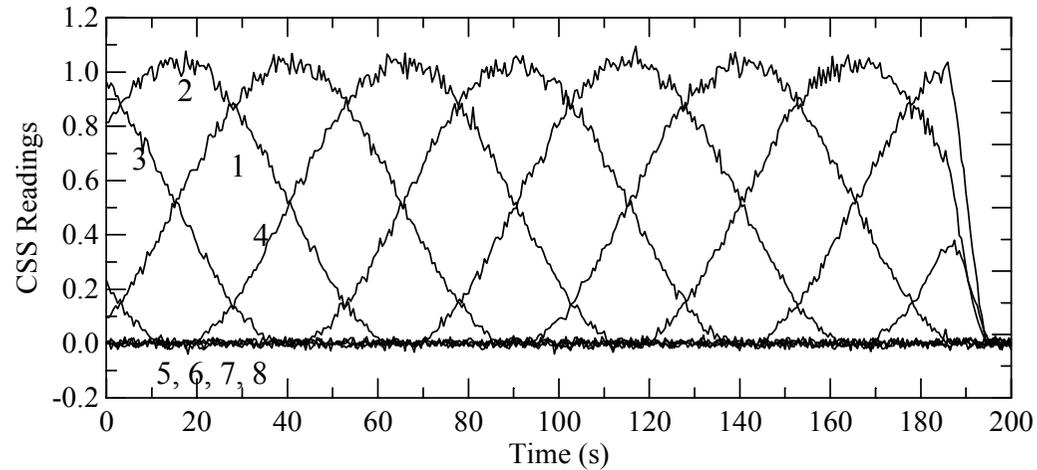


Fig. 5 – Leitura dos 8 sensores solares analógicos, com velocidade angular de 1 ciclo a cada 100 segundos.

- Sensor de estrelas (Figura 6)

$$q_{star} = q q_{ss} \begin{pmatrix} 0.5 \sigma_{star} \omega_{star} \\ 1 \end{pmatrix}$$

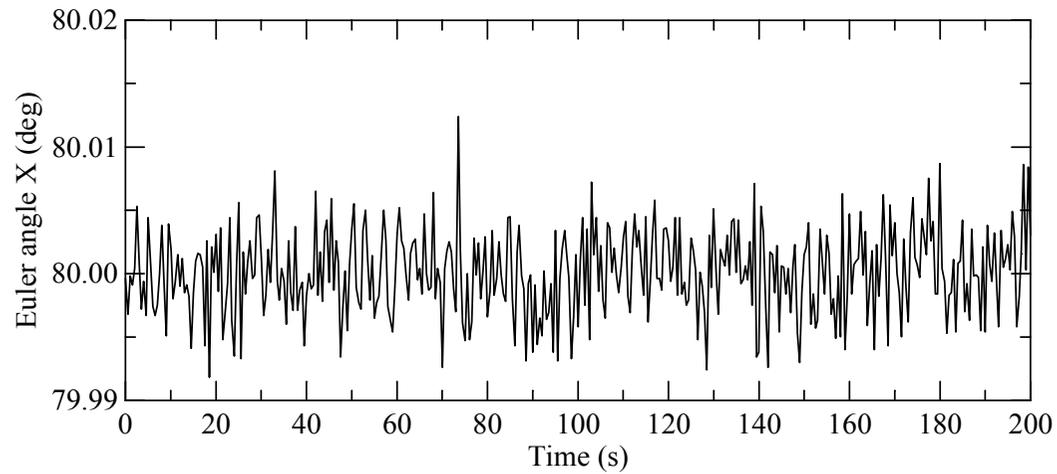


Fig. 6 – Simulação da atitude fornecida pelo sensor de estrelas no eixo x .

- Sensor GPS (Figura 7)

$$p_{GPS} = K_{GPS_P} (P_{inertial} + R_{orb_to_in} \sigma_P \omega_{GPS}),$$

$$v_{GPS} = K_{GPS_V} (V_{inertial} + R_{orb_to_in} \sigma_V \omega_{GPS}),$$

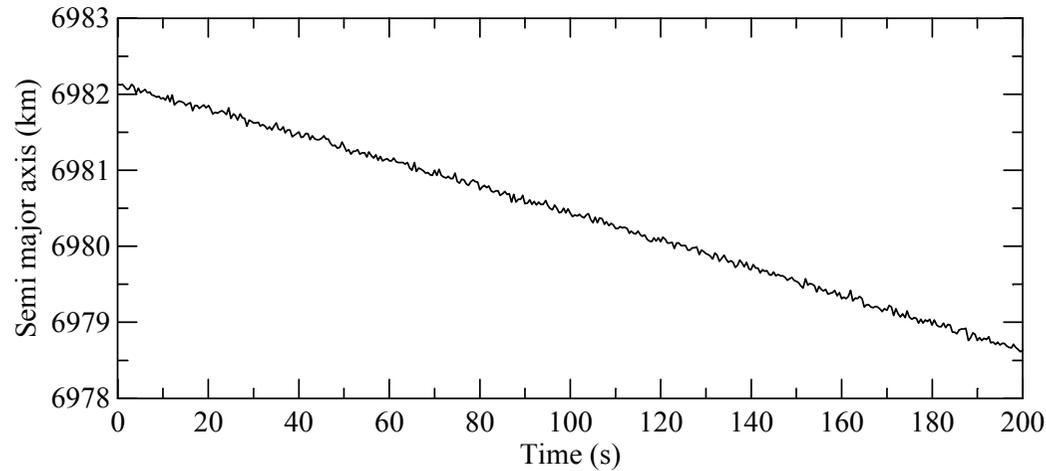


Fig. 7 – Simulação do sensor GPS – semi-eixo maior orbital, em km.

- Unidade inercial

$$w_{IU} = A_{IU} (I + K_{IU}) w + b_{IU} + \sigma_e \omega_e + n_v(k),$$

$$n_v(k) = n_v(k-1) + \sigma_v \sqrt{\delta t} \omega_v$$

4 - Resultados

O pacote gerado permite simular com relativa facilidade e alto desempenho computacional a atitude de um satélite de características gerais, configurável para uma missão específica. Seria exaustivo aqui relatar todos os testes efetuados com o sistema, uma vez que foram implementadas e documentadas até agora cerca de 200 funções. Mostra-se a seguir um resultado de simulação envolvendo um satélite fictício com matriz de inércia diagonal, elementos iguais a 10, 15 e 20. Foram simulados 6 propulsores, que fornecem torques nas 3 direções em ambos os sentidos. A atitude foi suposta conhecida (sem sensores). Foi usado um controle bang-bang (liga-desliga) cujo equacionamento pode ser visto em Wertz (1978), com o objetivo de eliminar a velocidade e os erros da atitude. Os resultados são mostrados nas Figuras 8 e 9. As oscilações que aparecem nas figuras da velocidade angular e diagrama de fase devem-se à comutação entre o controle de redução da velocidade angular e o controle de posição e velocidade (bang-bang). As retas inclinadas no gráfico de fase representam a zona morta de atuação (relacionada ao Minimum Impulse Bit).

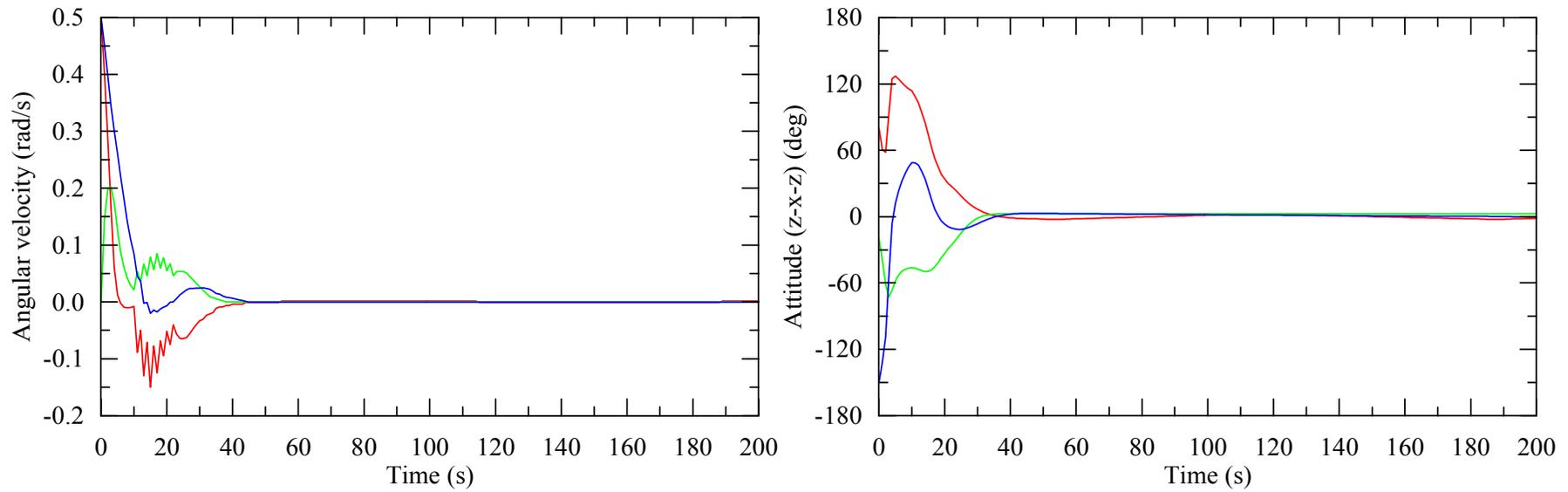


Fig. 8 – Velocidades angulares do satélite (esquerda) e atitude (direita) em função do tempo.

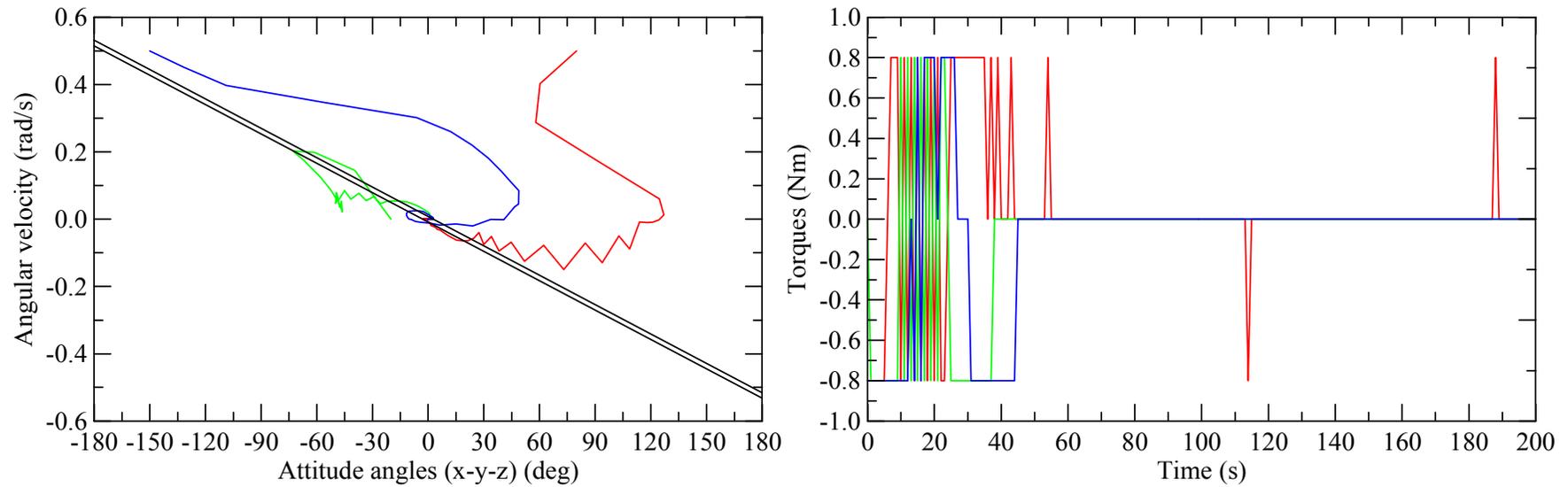


Fig. 9 – Diagrama de fase (esquerda) e torques (direita) simulados pelo sistema de controle.

5 - Conclusões

O simulador relatado aqui foi desenvolvido para servir de suporte ao desenvolvimento e qualificação do sistema de controle da Plataforma Multi-Missão que faz parte do Projeto Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Originalmente a MECB planejava desenvolver e lançar com recursos nacionais 4 satélites, sendo os dois primeiros de coleta de dados (já lançados), e os dois últimos de sensoriamento remoto. O primeiro cronograma para o lançamento destes últimos foi feito em 1979 e previa um lançamento em 1984, consecutivamente adiado. Por volta de 1990 foram adquiridos, na indústria nacional, certos componentes para este satélite, mas não houve disposição, na época, para completar as partes restantes e assim perdeu-se a parcela desenvolvida. Ao mesmo tempo decidiu-se transformar a missão de sensoriamento remoto num satélite para teste de tecnologia de comunicações em órbita baixa. Pouco tempo depois abandonou-se esta solução (talvez devido ao fracasso do Iridium) e retomou-se o caminho original de um satélite de sensoriamento remoto, com duas tentativas de se contratar os subsistemas na indústria (primeira) e todo o satélite (segunda), ambas fracassadas por sucessivas discordâncias jurídicas entre os contendores. Neste ponto, por volta de 1997, decidiu-se investir num satélite de cerca de 500 quilos que pudesse abrigar uma ampla variedade de experimentos científicos. Denominada de Plataforma Multi-Missão, a primeira tentativa de contratação dos subsistemas na indústria (o INPE seria o integrador), alguns anos depois, logrou êxito parcial ao fechar o fornecimento de boa parte da plataforma, exceto o subsistema de controle de atitude, considerado o mais crítico em virtude dos altos requisitos de apontamento fino. Decidiu-se então promover o desenvolvimento do subsistema de controle no próprio instituto, com a compra de equipamentos convencionais na indústria (fornecedores internacionais), a esta altura já completamente especificados, o que certamente evitaria as contendas judiciais. Ao fim de 2004 conseguiu-se comprar alguns equipamentos, mas a falta de recursos impediu a compra dos demais. Neste momento a pequena equipe envolvida neste desenvolvimento iniciou suas atividades, uma das quais seria o simulador de atitude relatado neste trabalho. A falta de investimentos em recursos humanos, bem nítida nos diversos níveis da administração pública no qual o INPE se insere, e a impossibilidade legal de suplementação por via contratual, causaram uma nova mudança nos rumos do projeto no início de 2006 (na nova administração do instituto), com a decisão de retomar a contratação do subsistema novamente na indústria (aparentemente as diversas tentativas anteriores foram esquecidas). Surpreendentemente, contudo, decidiu-se que esta contratação não se daria na forma tradicional, mas por meio de projeto a ser submetido à Financiadora de Estudos e Projetos (Finep), cujo período de submissão de “propostas” encerrou-se recentemente, mas ainda sem decisão na escolha de “fornecedor”.

Conclui-se, portanto, que, a menos que surja uma outra missão, ou ainda que o INPE ou a Agência Espacial Brasileira decidam investir num desenvolvimento tecnológico próprio, o produto deste trabalho ora apresentado será de pouco uso (para não usar o termo “inútil”, mais duro mas também mais correto). Dado o grande número de alterações na política tecnológica da área espacial em toda sua história, existe uma boa probabilidade que isto venha a acontecer.

Referências bibliográficas

1. <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>
2. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/magnetos/igrf.html>
3. <http://www.math.sci.hiroshima-u.ac.jp/~m-mat/MT/emt.html>

Brower, D.; Clemence, G. M. *Methods of celestial mechanics*. New York, NY, Academic, 1961.

Kuga, H. K.; Carrara, V.; Medeiros, V. M. *Rotinas auxiliares de mecânica celeste e geração de órbita*. São José dos Campos, INPE, julho 1981 (INPE-2189-RPE/392).

Flandern, T. C.; Pulkkinen, K. F. Low precision formulae for planetary positions. *The Astrophysical Journal Supplement Series*, V. 41, n. 3, pg. 319-411, Nov, 1979.

Hoots, F. R.; Roehrich, R. L. *Models for propagation of NORAD element sets*, Aerospace Defense Command, United States Air Force, Spacecraft Report No 3. Dec. 1980.

The Astronomical Almanac 1987 - Supplement to the Astronomical Almanac – page C24, 1987.

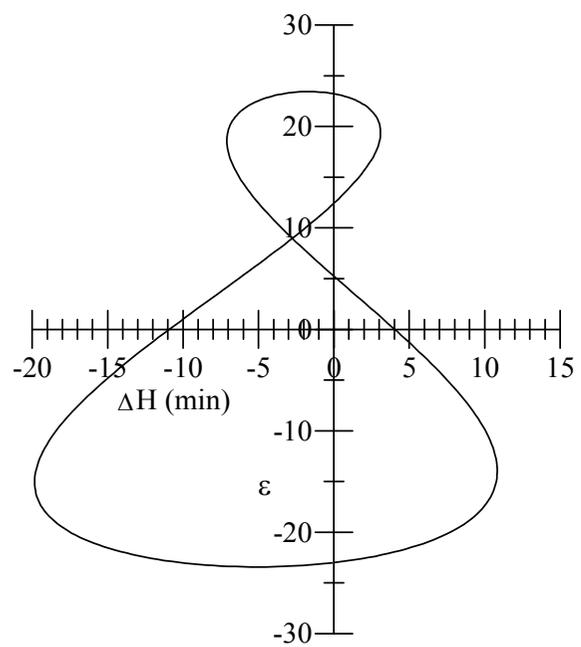


Fig. 5.1 – Posição do Sol ao longo de um ano referido ao seu movimento médio.