

# Análise da precisão das efemérides orbitais do GPS a bordo do satélite CBERS-2B

Hélio Koiti Kuga<sup>1</sup>  
Adenilson Roberto Silva<sup>2</sup>  
Roberto Vieira da Fonseca Lopes<sup>3</sup>

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
Caixa Postal 515 - 12245-970 - São José dos Campos - SP, Brasil  
<sup>1</sup>hkk@dem.inpe.br, <sup>2</sup>adsilva@dss.inpe.br, <sup>3</sup>roberto@dss.inpe.br

**Abstract.** This paper assesses the accuracy of the orbit ephemeris computed aboard CBERS-2B satellite by the GPS receiver. The on-board GPS receiver is a single frequency model supplied by China which, through the OBDH (On-Board Data Handling), downlinks the navigation solution (PVT) together with X-Band payload data. In order to verify the PVT accuracy of the on-board GPS receiver, two approaches were used: i) compare it with orbit determined by INPE's control center; ii) compare it with orbit ephemeris generated by NASA two-line elements (TLE) freely available in Internet. The INPE's Control Center (CCS) orbit determination using either ranging or Doppler tracking data agrees to each other to the tenth-s of meters. The NASA TLE ephemeris presents the worst agreement with either GPS or CCS. The CCS and GPS agree to the hundred-s meters level. Also it was investigated the possibility of determining the orbit using the GPS PVT data. For that, a simple orbit determination scheme was implemented to estimate the NASA two-lines elements (TLE) orbit representation. It is shown that, for the period analysed, such computed two-lines is as accurate as the Internet NASA two-lines elements, showing that GPS PVT data could eventually be used for operational orbit determination at the level of accuracy required for operation and tracking purposes of CBERS-2B.

**Palavras-chave:** CBERS-2B, GPS orbit ephemeris, NASA two-line elements.

## 1. Introdução

O satélite CBERS-2B foi lançado em 19 de setembro de 2007, da China, a partir da base de lançamento de Taiyuan, através do foguete Longa Marcha 4. Sua órbita é quase polar (inclinação em relação ao Equador de cerca de 98.5°), quase circular, a 778km de altitude, passando no Equador na descendente as 10:30 horas local. A missão CBERS ("China Brazil Earth Resources Satellite") tem como objetivo a observação da Terra, e foi projetada para mapear a Terra em ciclos de 26 dias. Ou seja, a cada 26 dias o satélite volta a repetir sua trajetória orbital, permitindo verificar as mudanças ocorridas nesse período.

O CBERS-2B foi construído em sequência aos satélites CBERS-1 e CBERS-2, para assegurar continuidade do programa de observação da Terra, em particular do Brasil e da China. Suas cargas úteis sofreram algumas alterações, e consistem de HRC (Câmara Pancromática de Alta Resolução, câmara CCD, e câmera WFI, além dos "transponders" para o sistema de coleta de dados. Outras melhorias incluem sistema de gravação, posicionamento via receptor GPS (Global Positioning System), e sensor de estrelas. Detalhes podem ser encontrados no sítio Internet [www.cbbers.inpe.br](http://www.cbbers.inpe.br) (CBERS, 2008).

O receptor GPS de bordo trabalha com frequência simples L1 (1575.42 MHz), tem 12 canais para rastreamento dos satélites GPS, e fornece em sua saída os dados PVT (Posição, Velocidade, Tempo), a taxas de amostragem entre 1 a 2 Hz.

Para verificar a precisão das efemérides PVT calculadas a bordo do CBERS-2B pelo receptor GPS, duas abordagens foram utilizadas: i) comparar essas efemérides GPS com as efemérides da determinação de órbita do CCS (Centro de Controle de Satélites do INPE); ii) comparar essas efemérides GPS com efemérides geradas pelos TLE ("Two-LineElements") da NASA, que estão disponíveis na Internet.

O centro de controle de satélites do INPE (CCS) realiza determinações de órbita baseados em dados de rastreamento do tipo “ranging” e Doppler (Kuga, 1997; Orlando e Kuga, 2001). As soluções obtidas concordam ao nível de poucas dezenas de metros, mostrando consistência entre esses tipos de dados.

Investigou-se também a possibilidade de determinar a órbita usando os dados PVT (Posição, Velocidade, Tempo) calculados, a bordo do satélite CBERS-2B, pelo receptor GPS, que são recebidos pela estação de recepção de imagens de Cuiabá. Mostra-se, para o período analisado, que os TLE calculados a partir desses PVT são suficientemente precisos para propósitos de rastreamento e operação do satélite CBERS-2B, embora com algumas deficiências.

## **2. Determinação de órbita do CCS (Centro de Controle do INPE)**

O Centro de Controle de Satélites do INPE (CCS) realiza rotineiramente a determinação de órbita dos satélites SCD-1, SCD-2, CBERS-2 e CBERS-2B (Orlando et al., 1997; 1998). Os satélites podem ser rastreados tanto pela estação de Cuiabá, como pela estação de Alcantara. O sistema de determinação de órbita é baseado em dados de rastreamento de “ranging” e Doppler, coletados pelas estações de rastreamento (Kuga, 1997; Orlando e Kuga, 2001). O sistema tem estado em operação por muitos anos, mostrando-se robusto e ao nível de precisão segundo requisitos convencionais dessas missões (Kuga e Orlando, 2001; Orlando et al., 2004).

Para efeito deste trabalho, foi escolhido o período de 22 a 24 de julho de 2008, quando o CCS realizou uma manobra de correção orbital para o satélite CBERS-2B, exatamente em 22 de julho de 2008 as 14:47:45.441 (horas, minutos, segundos) GMT, elevando a órbita em cerca de 40m. Trata-se portanto de um período crítico, onde erros de diversas naturezas estão presentes e contribuem para deteriorar a precisão nos cálculos de determinação de órbita.

A Figura 1 mostra as diferenças, para os dias 22 e 23, entre as determinações de órbita do CCS usando dados de “ranging” e Doppler. A determinação usando dados de “ranging” é denominada solução de “ranging”, e a determinação usando dados Doppler é denominada solução do Doppler. As diferenças entre as soluções estão mostradas em termos das componentes radial R (ao longo do raio vetor), normal N (perpendicular ao plano orbital), e transversal T (ao longo da trajetória) da órbita. Nota-se os valores RMS (“Root Mean Square”), das diferenças entre as soluções, de 0,5m em R (menor amplitude); 15,0m em N (amplitude maior de 20m); e de 1,5m em T (amplitude intermediária).

Conclui-se portanto que ambas as soluções concordam ao nível de 15m. Para efeito de comparação, para o restante do trabalho, elege-se arbitrariamente a solução de “ranging” como a solução do CCS.

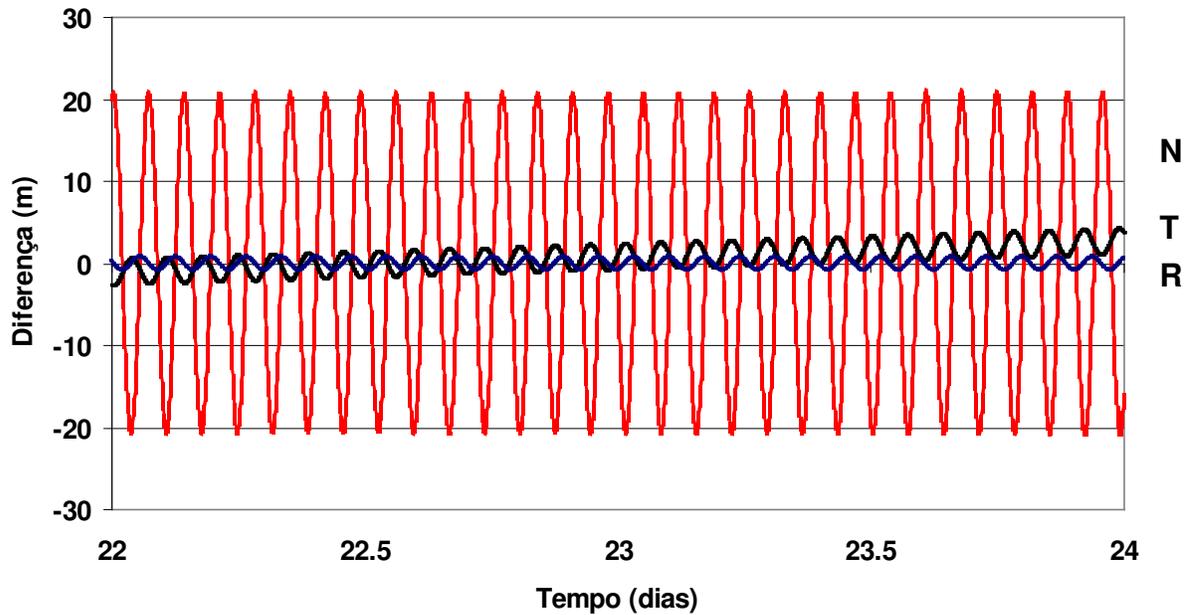


Figura 1 – Diferença entre as determinações de órbita do CCS usando dados de “ranging” e dados de desvio Doppler, nas direções radial R, Normal N, e transversal T

### 3. Análise das efemérides GPS

O receptor GPS a bordo do satélite CBERS-2B gera as chamadas soluções de navegação PVT (posição, velocidade, tempo), que são recebidas junto com dados das imagens, pela estação de recepção de imagens de Cuiabá. Essas são as efemérides orbitais calculadas pelo GPS. Portanto somente passagens diurnas do satélite CBERS-2B sobre Cuiabá estão disponíveis. Para o período analisado, 22 a 24 de julho de 2008, foram recebidas as efemérides GPS na forma PVT, conforme a Tabela 1.

Tabela 1. Passagens do satélite CBERS-2B onde efemérides GPS foram recebidas

Passagem	Data	Início	Fim	PVT a cada (s)
1	22/07/2008	13:02:44.5	13:14:59.5	2
2	22/07/2008	14:40:49.5	14:55:01.5	2
3	23/07/2008	12:31:43.4	12:38:45.4	2
4	23/07/2008	14:06:10.4	14:21:06.4	2

Inicialmente as efemérides GPS recebidas decodificadas estão no sistema ECEF (“Earth Centered Earth Fixed”) WGS-84. Estas passam por uma transformação de coordenadas, levando em conta movimento do pólo e equação dos equinócios, para o sistema inercial verdadeiro da data (“True Of Date”). Neste sistema de coordenadas as PVT do GPS são comparados com as PVT da determinação de órbita do centro de controle do INPE (solução CCS). Para permitir comparação nos instantes das efemérides GPS, a solução CCS foi interpolada devidamente (polinômio de Lagrange de sexto grau).

A Figura 2 mostra as diferenças entre as efemérides nas 4 passagens listadas na Tabela 1. Da mesma forma, as diferenças entre as soluções estão mostradas em termos das componentes RNT da órbita. Nota-se que as diferenças nas componentes R radial e N normal estão confinadas a menos de 50m. Já a componente T transversal mostra diferenças de cerca de 300m no dia 23, e de cerca de 600m no dia 22.

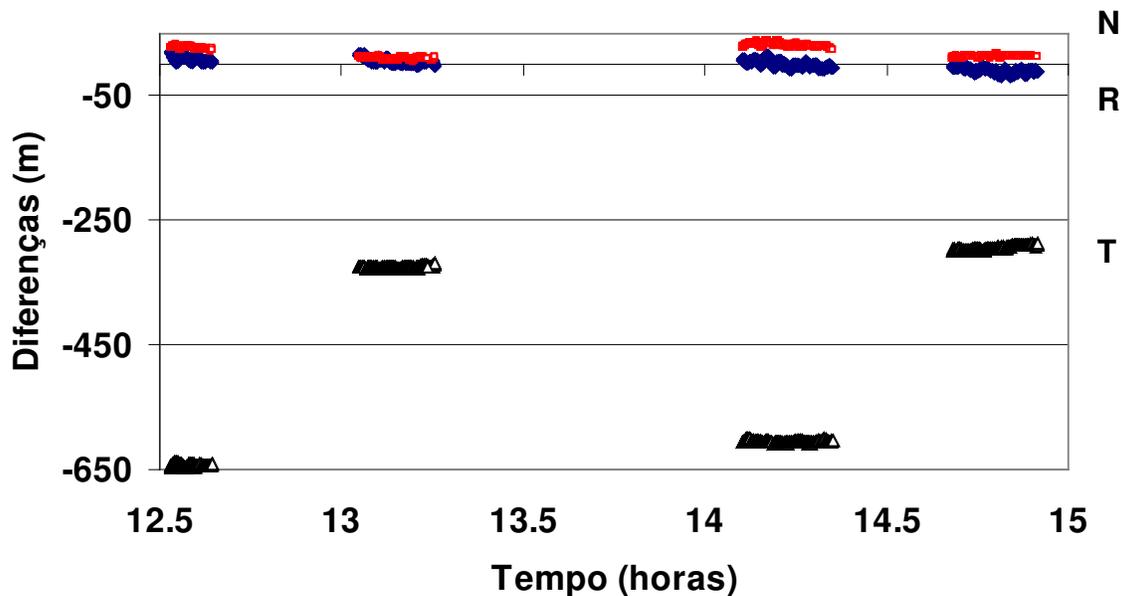


Figura 2 – Diferença entre a solução do CCS e efemérides do GPS, nas componentes RNT

O uso das efemérides orbitais seja do CCS ou do GPS provocaria diferenças de localização do ponto sub-satélite em uma imagem. As referências Kuga e Orlando (2004) e Dos Anjos et al. (2007) fornecem algumas análises sobre erros orbitais e de atitude e impactos na imagem. A diferença na componente radial provocaria simplesmente uma distorção na imagem. Pelo fato da órbita do satélite CBERS-2B ser quase polar (inclinação próxima de  $90^\circ$ ), a componente normal provocaria em maior grau uma diferença de menos de 50m na direção leste-oeste, que corresponde a um erro de apontamento de  $0.004^\circ$  (para altitude orbital de 778km). A componente transversal deslocaria, no pior caso, a imagem a cerca de 650m na direção norte-sul, correspondendo a erro de apontamento menor que  $0.05^\circ$ .

#### 4. Análise das efemérides geradas pelo TLE da NASA

A NASA divulga regularmente as efemérides orbitais de múltiplos satélites através da Internet (Celestrak, 2008). Estas efemérides estão disponíveis no formato TLE (“Two-Lines Elements”), devidamente descritos e padronizados (Norad, 2008). Este tipo de representação de elementos orbitais deve ser utilizado em conjunto com o modelo SGP4 (Hoots and Roehrich, 1988), que calcula as efemérides orbitais nos instantes desejados.

Tabela 2. TLE da NASA para os dias 22 e 23 de julho de 2008

Data	GMT	TLE
22/07/2008	00:39:53.0	1 32062U 07042A 08204.02145171 -.00000031 00000-0 44684-5 0 9458
		2 32062 98.5199 278.7372 0001651 93.2502 266.8868 14.35440494 44039
22/07/2008	12:13:31.0	1 32062U 07042A 08204.50938709 -.00000008 00000-0 12541-4 0 9469
		2 32062 98.5200 279.2194 0001632 91.6903 268.4470 14.35440743 44108
22/07/2008	17:14:38.6	1 32062U 07042A 08204.71850232 -.00000010 00000-0 11776-4 0 9479
		2 32062 98.5200 279.4259 0001640 91.3030 268.8344 14.35440747 44130
22/07/2008	22:15:46.1	1 32062U 07042A 08204.92761756 -.00000038 00000-0 18115-5 0 9480
		2 32062 98.5199 279.6324 0001632 91.3691 268.7658 14.35440447 44163
23/07/2008	01:36:31.2	1 32062U 07042A 08205.06702821 -.00000060 00000-0 -57354-5 0 9488
		2 32062 98.5199 279.7700 0001633 91.5505 268.5853 14.35440234 44180
23/07/2008	09:58:23.9	1 32062U 07042A 08205.41555471 -.00000111 00000-0 -23346-4 0 9495
		2 32062 98.5199 280.1144 0001668 92.1251 268.0109 14.35439627 44230
23/07/2008	18:20:16.6	1 32062U 07042A 08205.76408078 -.00000153 00000-0 -38038-4 0 9505
		2 32062 98.5199 280.4586 0001653 91.2317 268.9027 14.35439127 44288
23/07/2008	21:41:01.7	1 32062U 07042A 08205.90349172 -.00000154 00000-0 -38310-4 0 9515
		2 32062 98.5198 280.5961 0001658 90.6834 269.4540 14.35439095 44300

As efemérides orbitais usando os TLEs foram calculadas para os instantes correspondentes às efemérides GPS. A Figura 3 mostra as diferenças em termos de RNT. Nota-se diferenças nas três componentes, com R sendo no máximo 150m, com N de até 610m, e diferença mais pronunciável em T de até 2480m.

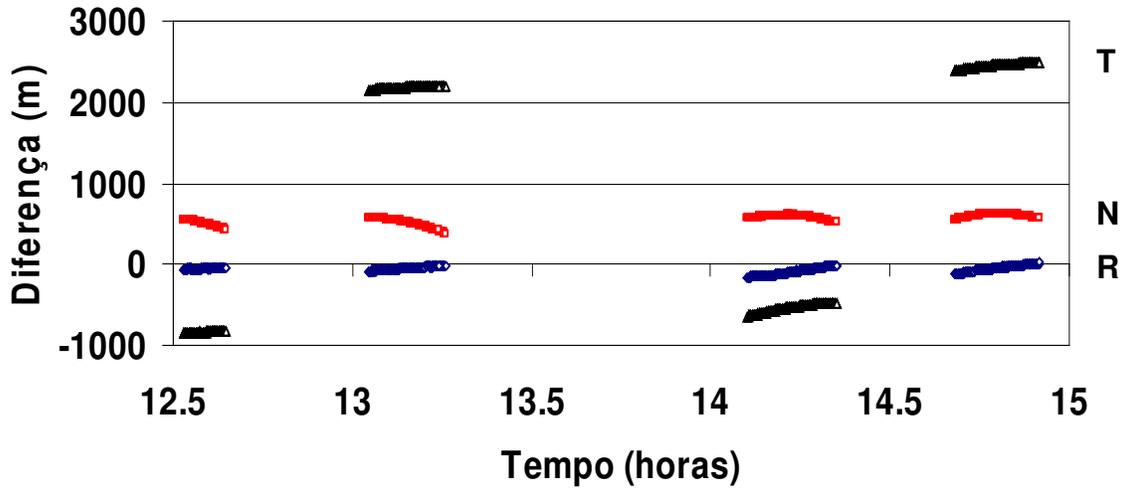


Figura 3 – Diferença entre as efemérides GPS, e efemérides geradas a partir do TLE da NASA, nas componentes RNT

Da mesma forma, as efemérides orbitais usando os TLEs foram calculadas para os instantes correspondentes às efemérides GPS, e comparadas com a solução do CCS. A Figura 4 mostra as diferenças RNT, com R sendo no máximo 140m, com N de até 640m, e diferença mais pronunciável em T de até 2190m.

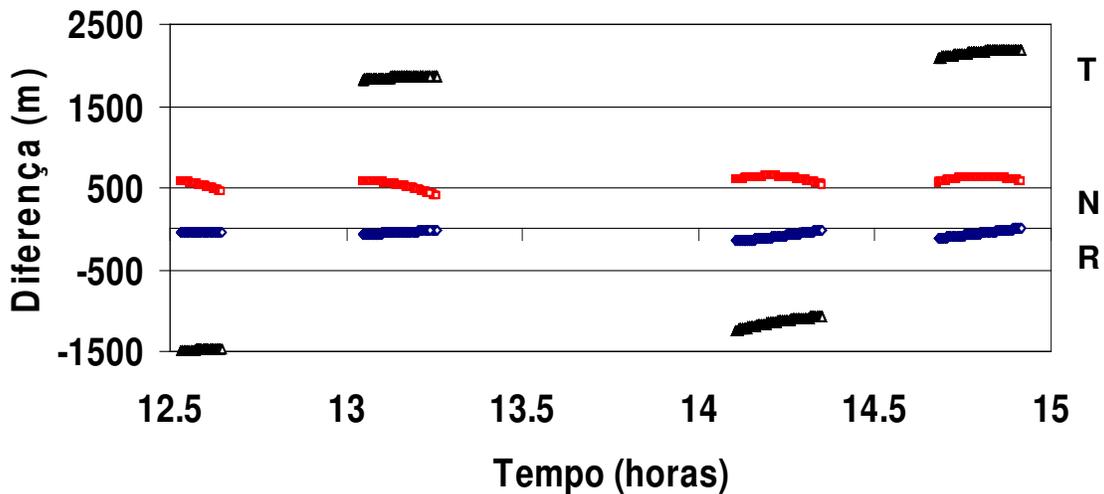


Figura 4 – Diferença entre a solução de “ranging” do CCS, e efemérides geradas a partir do TLE da NASA, nas componentes RNT

Nota-se que o formato (perfil) das diferenças em RNT é fundamentalmente a mesma nos dois casos, mudando em maior ou menor grau nos valores. Portanto, pode-se dizer que as efemérides do GPS de bordo estão mais próximos das efemérides geradas pelo CCS.

## 5. Análise das efemérides geradas a partir do GPS

Foi também investigada a possibilidade de determinar a órbita usando os PVT calculados pelo GPS de bordo. Embora o período utilizado esteja em condições críticas pois contém uma manobra de elevação de cerca de 40m do satélite CBERS-2B, considera-se que o teste seja válido para verificar a precisão de determinação de órbita em solo usando PVT do GPS.

Um esquema simples de determinação de órbita foi desenvolvido para estimar os TLE da NASA, onde os PVT são dados de entrada, e o modelo orbital é o SGP8 conforme Hoots e Roehrich (1980). Os dados de entrada PVT utilizados estão na Tabela 3.

Tabela 3. Dados PVT do GPS utilizados para geração de TLE da NASA

Passagem	Data	Início	Fim	PVT a cada (s)
1	20/07/2008	12:34:53.6	12:43:07.6	2
2	20/07/2008	14:09:49.6	14:25:03.6	2
3	21/07/2008	13:35:53.5	13:50:30.5	2
4	21/07/2008	15:16:45.5	15:26:54.5	2
5	22/07/2008	13:02:44.5	13:14:59.5	2
6	22/07/2008	14:40:49.5	14:55:01.5	2
7	23/07/2008	12:31:43.4	12:38:45.4	2
8	23/07/2008	14:06:10.4	14:21:06.4	2
9	24/07/2008	13:32:14.4	13:46:40.4	2
10	24/07/2008	15:12:45.4	15:24:25.4	2
11	25/07/2008	12:59:13.3	13:11:30.3	2
12	25/07/2008	14:37:04.3	14:51:13.3	2

Nota-se algumas deficiências dos dados PVT do GPS, recebidos pela estação de recepção de imagens de Cuiabá. Os dados são todos diurnos, correspondendo aos períodos onde as imagens são recebidas pela estação de Cuiabá. Além disso, os períodos de dados são curtos, entre 10 a 15 minutos, onde somente a porção da órbita com latitudes em torno de 0° a 30° Sul são observados. Esta deficiência certamente se traduzirá em um viés da órbita calculada através desses dados.

A Figura 5 mostra a comparação, em termos de diferenças nas componentes RNT, das efemérides geradas pelo CCS e pelo TLE estimado usando dados GPS. No cálculo do TLE usando dados PVT do GPS (Tabela 3), o ajuste dos dados foi razoável com RMS de 90m em R, 72m em N, e 350m em T. A Figura mostra que as componentes radial R e normal N, foram bem determinados (média próxima de zero), com diferenças RMS de 230m e 150m respectivamente. Já a componente transversal T, mostra claramente um viés (“bias”) negativo de -1140m, com RMS de 750m.

Por outro lado, a Figura 5 mostra que os TLE assim calculados são tão precisos quanto os TLE da NASA obtidos pela Internet, de forma que os dados PVT do GPS poderiam ser eventualmente utilizados para determinação de órbita, para o nível de precisão requerido para propósitos de operação e rastreamento do satélite CBERS-2B. Para melhorar a precisão, necessita-se sanar as deficiências dos dados, por exemplo, obtendo PVT das passagens noturnas, ou observando a órbita completamente, mesmo que com taxas de amostragem menor (por exemplo, 1 PVT a cada minuto).

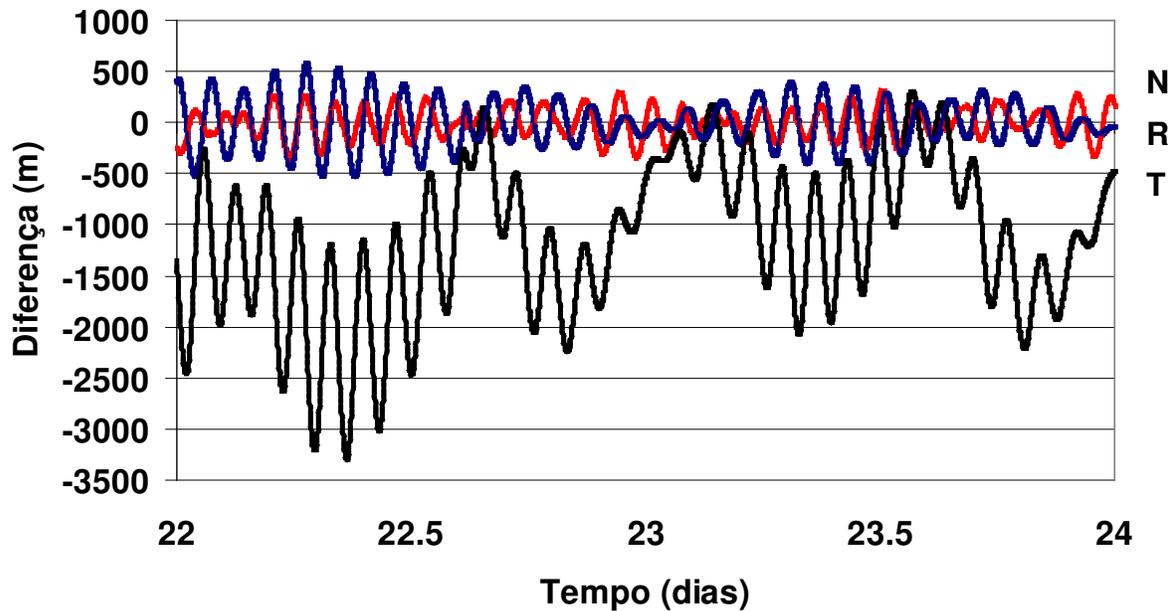


Figura 5 – Diferença entre a solução CCS, e efemérides a partir de TLEs geradas das efemérides GPS, nas componentes RNT

## 6. Conclusões

Este trabalho realizou uma análise da precisão dos dados orbitais calculados pelo receptor GPS a bordo do satélite CBERS-2B. A comparação mostrou que as efemérides GPS comparadas com a efemérides obtidas via determinação de órbita do centro de controle de satélites do INPE (CCS) concordam na ordem de 600m na componente transversal ( $0.05^\circ$  de desvio angular norte-sul), tratando-se do pior caso. O erro causado por estes desvios não são suficientes para degradar o controle de atitude do satélite, cuja especificação requer  $0.1^\circ$  (1-sigma) de erro de apontamento.

Comparados com as efemérides calculadas a partir dos TLE (“Two-Lines Elements”) da NASA obtidas na Internet, as efemérides GPS estão com diferença de até 2480m, na componente transversal. Os TLE da NASA comparados com efemérides do CCS produziram diferenças de até 2190m também na componente transversal. Com isso pode-se concluir que as efemérides GPS concordam muito melhor com a solução do CCS do que com os TLE, embora a precisão dos TLE ainda sejam suficientes para propósitos de rastreamento do CBERS-2B.

Realizou-se também determinação de órbita utilizando as efemérides GPS. Embora o conjunto de dados seja claramente insuficiente, somente fornecendo dados diurnos e na descendente (arco orbital de cerca de  $0^\circ$  a  $30^\circ$  Sul), o pior erro ocorreu na componente transversal, que apresentou um viés negativo de  $-1140\text{m}$ . Acredita-se que obtendo-se dados GPS das passagens noturnas, este viés desapareça. Se houver dados GPS cobrindo a órbita inteira, possível através de menores taxas de amostragem, também deverá acontecer uma melhoria considerável. De qualquer modo, a melhor opção seria ter acesso aos dados GPS brutos, onde todas as medidas de “pseudo-range” e fase da portadora de cada um dos 12 canais rastreando os satélites GPS seriam pós-processados. Neste caso, seria fácil reconstituir as efemérides PVT em solo, bem como obter soluções ao nível das preconizadas na literatura, ou seja, precisões de posicionamento métricas ou sub-métricas.

## Referências Bibliográficas

CBERS. Disponível em <<http://www.cbers.inpe.br>>. Acesso em 17 nov. 2008.

Celestrak. Disponível em <<http://www.celestrak.com>>. Acesso em 05 nov. 2008.

Dos Anjos, Camila Souza; D'Alge, Julio Cesar L.; Kuga, Helio Koiti; Epiphanio, Jose Carlos N.; Fonseca, Leila Maria G.. Análise geométrica das imagens CCD/CBERS-2. In: XIII Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto, 2007, Florianópolis. **Anais do XIII SBSR**. Sao Jose dos Campos. INPE, 2007. p. 733-740.

Hoots, Felix R.; Roehrich, Ronald L.. **Models for propagation of NORAD element sets**. Peterson AFB, CO, Dec. 1980 (Spacetrack Report No. 3).

Kuga, Helio Koiti. Flight dynamics at INPE. In: Balthazar, J.M.; Dean T. Mook; Joao Mauricio Rosario. (Org.). **Nonlinear Dynamics, Chaos, Control And Their Applications To Engineering Sciences**. Brazil: AAM - American Academy Of Mechanics, 1997, v. 1, p. 306-311.

Kuga, Helio Koiti; Orlando, Valcir . Orbit control of CBERS-1 satellite at INPE. In: Xvi International Symposium On Space Flight Dynamics, 2001, Pasadena. **CD-ROM of Xvi International Symposium On Space Flight Dynamics**, 2001.

Kuga, Helio Koiti; Orlando, Valcir. Analysis of on-board orbit ephemeris impact on CBERS-2 image processing. In: XVIII ISSFD International Symposium On Space Flight Dynamics, 2004, Munich. **Proceedings of the 18th ISSFD**. Netherlands: ESA - European Space Agency, 2004. v. SP-548, p. 543-546.

**NORAD Two-Line Element Set Format**. Disponível em <<http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp>>. Acesso em 05 nov. 2008.

Orlando, Valcir ; Kuga, Helio Koiti. Flight dynamics operations of INPE's satellite control center. **Boletim de Ciências Geodésicas**, Curitiba, v. 7, n. 1, p. 3-14, 2001.

Orlando, Valcir; Kuga, Helio Koiti; Tominaga, Jun. CBERS-2 LEOP orbit analysis. In: XVIII ISSFD International Symposium On Space Flight Dynamics, 2004, Munich. **Proceedings of the 18th ISSFD**. Netherlands: ESA - European Space Agency, 2004. v. SP 548, p. 221-225.

Orlando, Valcir ; Kuga, Helio Koiti; Guedes, Ulisses T. V.. Flight Dynamics Leap And Routine Operations For Scd2, The INPE's Second Environmental Data Collecting Satellite. **Advances in the Astronautical Sciences**, San Diego - CA - USA, v. 100, p. 1003-1013, 1998.

Orlando, Valcir ; Lopes, Roberto Vieira Da Fonseca ; Kuga, Helio Koiti. INPE's flight dynamics team experience through four years of SCD1 in-orbit operation: main issues, improvements and trends. In: 12th International Symposium On Space Flight Dynamics, 1997, Darmstadt, Germany. **Proceedings of 12th International Symposium On Space Flight Dynamics (ESA SP 403)**. Darmstadt : ESA, 1997. p. 433-437.