

DIAGNOSE DE FALHAS NA DETERMINAÇÃO AUTÔNOMA DE ATITUDE DE MICRO-SATÉLITES POR MEIO DE GPS E GIROS

ARCÉLIO. C. LOURO E ROBERTO. V. F. LOPES*

*Divisão de Sistemas Espaciais - DSE
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
C.P.515, 12201-050 São José dos Campos, SP.
* Tel.: (12)3945-6083 Fax.: (12)3941-1890
E-mails: aclouro@dss.inpe.br, roberto.lopes@dss.inpe.br*

Abstract ¾ This work presents an algorithm for three axis autonomous attitude determination, developed to be applied in micro-satellites. This approach is based in the fusion of MEMS inertial sensor technologies observations with GPS receiver observations. The algorithm uses a Kalman filter bank that permits to make diagnosis of simple failures considering the residues statistics. Is defined the failure modes of each sensor and is also defined control parameters to detect failures. The influence of control parameters above the percentage of failures not detected and false alarms are analyzed. Simulation results of a portion of the proposed algorithm are also presented. This work is part of doctoral studies in process at the INPE Space Engineering and Technologies course.

Keywords ¾ GPS, Inertial sensors, Attitude determination and Kalman filter

Resumo ¾ Este trabalho apresenta um algoritmo para determinação autônoma de atitude em 3 eixos, voltado para aplicações em micro-satélites. A abordagem baseia-se na fusão de observações de sensores inerciais de tecnologia MEMS com observações de um receptor GPS. O algoritmo utiliza um banco de filtros de Kalman que permite diagnosticar falhas simples com base numa estatística dos resíduos. São definidos os modos de falhas dos dois sensores e estabelecidos parâmetros de controle para a detecção das falhas. A influência dos parâmetros de controle sobre a porcentagem de falhas não detectadas e a de alarmes falsos é analisada. São apresentados também resultados de parte da simulação do algoritmo proposto. Este trabalho é parte de uma tese de doutorado em andamento no curso de Engenharia e Tecnologia Espacial do INPE.

Palavras-chave ¾ GPS, Sensores inerciais, Determinação de atitude e Filtro de Kalman.

1 Introdução

Este trabalho apresenta um algoritmo para determinação autônoma de atitude em 3 eixos, voltado para aplicações em micro-satélites de baixo custo e moderados requisitos de precisão de apontamento. O algoritmo apresenta características de robustez a perdas temporárias de sinal e a ocorrência de falhas simples temporárias, e baseia-se na fusão de observações de sensores inerciais de tecnologia MEMS com observações de um receptor GPS. Mais especificamente, giros de anel de silício, de estrutura vibratória, baseados no efeito Coriolis, por suas características de baixo peso, volume, custo e potência, são empregados como sensores primários na propagação da atitude entre os instantes de amostragem do sensor auxiliar. Este, por vez, é um receptor GPS com entrada para 4 antenas, capaz de fornecer a sua própria posição, a posição dos satélites GPS que estiverem por ele sintonizados, e a fase da portadora L1 em cada antena. Com base no princípio da interferometria, a diferença simples de fase entre os pares de antenas são utilizadas para atualizar a atitude nos instantes de amostragem e corrigir o efeito de deriva dos giros. A questão da robustez, essencial em aplicações autônomas no

espaço, é tratada por meio de um banco de filtros de Kalman que permite detectar e isolar falhas simples com base numa estatística dos resíduos. O algoritmo é uma adaptação do esquema proposto por McMillan et al (1993) e visa fornecer a atitude de modo autônomo, contínuo e robusto o suficiente para viabilizar sua aplicação em tempo real a bordo de micro-satélites com precisão melhor do que aquela fornecida apenas com o GPS.

A questão da detecção de falhas segue a nomenclatura adotada em Nyberg (1999), transcrita na Tabela 1.

Tabela 1 - Terminologia adotada

Falha ("fault"):	Desvio não permitido de pelo menos uma propriedade característica do sistema, ou uma variável do sistema de seu comportamento aceitável, usual ou padrão;
Defeito ("failure"):	Interrupção permanente da capacidade do sistema de realizar uma função requerida
Detecção de falha:	Determinação da ocorrência de uma falha e do instante da detecção;

Isolamento de falha:	Determinação do tipo e localização e instante de ocorrência de uma falha;
Identificação de falha:	Quantificação da falha e determinação de sua variação temporal;
Diagnose de falha:	Determinação do tipo, tamanho, localização e instante de ocorrência da falha.

2 Giros e Seus Modos de Falha

Giros mecânicos do tipo “Dry Tuned Gyro” (DTG) e “Rate Integrating Gyro” (RIG) baseiam-se numa tecnologia já tradicional e podem oferecer alta precisão, porém a um custo elevado. Em situação semelhante encontram-se os giros mais modernos, fundamentados no princípio de Sagnac, que possuem a vantagem de não possuírem partes móveis: o “Ring Laser Gyro” (RLG) e o “Fiber Optic Gyro” (FOG). Embora este último tipo apresente uma tendência de redução de custo, sofre do fenômeno de escurecimento das fibras óticas devido à longa exposição à radiação a que estão sujeitos os satélites no cinturão de Van Allen. Por outro lado, os “Vibratory Structure Gyroscopes” (VSGs), baseados no princípio de Coriolis, oferecem uma opção mais favorável quanto ao custo, porém ainda muito sensíveis a efeitos térmicos no elemento ressonador, o que os torna menos precisos. Em particular, enquadram-se nesta categoria os giros cerâmicos, disponíveis já há cerca de três décadas, e os de silício, cuja tecnologia é empregada em acelerômetros há mais de quinze anos, mas apenas mais recentemente foi utilizada para giros. Embora até o momento os giros cerâmicos ainda apresentem melhor precisão que os de silício, a tendência é que esta relação seja invertida nos próximos anos. Além disso, os giros de anel de silício são mais leves, compactos, e consomem menos potência. Tipicamente, um conjunto de acelerômetros e giros de silício em três eixos pesa algo em torno de 250 gramas e consome menos de 2 Watts. Tais vantagens, propiciadas pelo emprego da moderna tecnologia “Micro Electro-Mechanical Systems” (MEMS) são bastante atrativas para aplicações em micro-satélites como meio primário de propagação de atitude.

As principais fontes de imprecisão nos giros são o desalinhamento mecânico, o fator de escala, e a deriva. Todos estes fatores podem ser mitigados numa etapa de calibração pré-lançamento, mas existem valores residuais devidos à flutuação térmica, ao regime de aceleração durante e após o lançamento, e ao efeito de histerese. O efeito resultante pode ser tomado como uma deriva residual lentamente variante no tempo.

Além dos erros acima descritos, os giros podem apresentar falhas de vários tipos: travamento, seja em

saída nula, arbitrária ou de fundo de escala; e a apresentação de comportamento ruidoso em alta frequência e com intensidade superior à especificada. O efeito da deriva de baixa frequência sobre a incerteza na atitude cresce linearmente com o tempo enquanto que o efeito dos ruídos de alta frequência cresce com a raiz quadrada do tempo, características que devem ser levadas em conta na detecção de eventuais falhas de modo a evitar alarmes falsos.

Adicionalmente, giros de baixo custo apresentam pequena banda passante, o que implica em amortecimento ou mesmo rejeição de movimentos de alta frequência. Tais movimentos são induzidos nos satélites tipicamente por desbalanceamento dinâmico nas rodas de reação em alta rotação ou por vibrações nos painéis solares acionados por motores de passo. As limitações do giro, juntamente com erros de quantização, podem então resultar em oscilações cônicas fictícias na atitude propagada com um efeito secular de escorregamento que em última análise representa uma espécie de deriva indireta.

A Tabela 2 apresenta valores típicos de desempenho e confiabilidade de alguns tipos de giros.

Por todas as razões acima descritas, nas aplicações em satélites é necessário que a deriva do giro seja constantemente corrigida por um sensor auxiliar, o que é descrito a seguir.

Tabela 2 – Características de alguns tipos de giro: valores típicos.

Característica	Unidade	Tipo de Giro	
		RLG	FOG
Faixa de operação:	°/s	375; 1000	100
Estabilidade da deriva:	°/h	10; 1; 0,05; 0,003	10; 8; 2; 1
Densidade espectral de potência do processo Browniano angular (Angular Random Walk):	01°/√h	0,3; 0,125; 0,01; 0,002; 0,0002	5; 0,15; 0,07
Fator de escala:	ppm	5; 10; 100; 1000	100; 500
Alinhamento interno:		25''	
Tempo médio entre defeitos (Mean Time Between Failures):	1000 h	10, 15	50
Banda Passante:	Hz	100; 600	100

3 GPS e Seus Modos de Falha

O Sistema de Posicionamento Global (GPS), por sua vez, oferece recursos de determinação a bordo de tempo e posição, o que permite simplificar a operação do segmento solo. Embora esta seja a grande vantagem do uso de receptores GPS a bordo de satélites, felizmente ela não é a única. Uma vez que o equipamento esteja disponível, agregando o recurso de processamento de múltiplas antenas, torna-se possível calcular também a atitude do satélite por meio da interferometria na fase da portadora nas linhas de base formadas por pares de antenas dispostas adequadamente no satélite. A precisão neste caso depende basicamente do sistema GPS, do receptor GPS e das antenas utilizadas. Mais especificamente, o número e a distribuição espacial dos satélites da constelação GPS em visibilidade determina um fator de diluição geométrica da precisão. Além disso, o sinal pode sofrer perda de integridade por algum distúrbio imprevisto no funcionamento do sistema. As características do receptor, por sua vez, determinam o número máximo de satélites rastreados, a razão sinal ruído, e a taxa de amostragem, enquanto que o tipo de antenas e sua distribuição espacial no satélite determinam a incerteza da posição do seu centro de fase, o nível de interferência por multicaminho e a direção e comprimento das linhas de base.

Os modos de falha do GPS, quando utilizado para determinação de atitude, são:

- a) Perda do sinal de algum canal, que pode se dar em diferentes regimes: por longos períodos, devido à ocultação do satélite ao longo de sua órbita; ou temporariamente, devido a alguma interferência ou instabilidade passageira; ou ainda de modo intermitente, quando a recepção do sinal se dá em condições inadequadas tais como baixa elevação do satélite GPS, baixa razão sinal ruído, interferências externas, rotações elevadas e taxas de amostragem no limite da capacidade de transmissão dos dados do receptor para o computador de bordo.
- b) "Cycle Slips", causados por pequenas instabilidades nos correlatores do receptor GPS ou por alguma interferência externa, quando um número inteiro e desconhecido de ciclos da portadora escapa de ser observado.
- c) Flutuações de baixa frequência no sinal, devidas a perda de integridade, ou à variação do centro de fase da antena em função da direção e, principalmente, ao multicaminho.
- d) Ruídos de alta frequência de intensidade acima da especificada.

A perda de sinal é facilmente detectada pela ausência do respectivo registro no arquivo de dados brutos, mas precisa ser cuidadosamente levada em conta pelo

algoritmo de pré-processamento de modo a garantir que a cada instante de amostragem, sejam processados apenas os dados relativos aos satélites cujos sinais foram recebidos nas 4 antenas. "Cycle Slips", ao serem detectados, requerem a resolução da ambigüidade inteira, tarefa que pode ser bastante simplificada caso a atitude propagada esteja disponível com precisão suficiente. Caso contrário, a solução é bem mais trabalhosa e a própria detecção da falha passa a ser baseada no registro da respectiva observação no instante de amostragem anterior. Os demais modos de falha são ainda mais difíceis de serem detectados com base apenas na consistência interna dos sinais, já que em princípio podem ser confundidos com ruídos ou movimentos reais do satélite, principalmente se os satélites rastreados forem momentaneamente pouco numerosos, ou se apresentarem distribuição espacial pobre.

A tabela 3 apresenta valores típicos de receptores GPS disponíveis no mercado, com a ressalva de que este mercado está em rápida evolução.

Tabela 3 – Características de receptores GPS: valores típicos.

Parâmetro	Valor
Precisão na fase da portadora	3.5mm; 2 mm
Confiabilidade	94,47% em 15 anos de uso
Integridade	1 quebra de integridade do sinal a cada 1000h

4 Integração GPS / Giros

Quando integrados com os giros, o GPS proporciona meios de calibração da deriva residual, e com isso possibilita a propagação precisa da atitude com uma taxa de amostragem mais elevada do que a fornecida pelo receptor GPS sozinho. Além disso, a atitude propagada pelos giros fornece importante subsídio na detecção de eventuais falhas no GPS. Por isso, tal esquema é vantajoso para aplicações em tempo real, e em particular no controle da atitude em malha fechada.

A integração do GPS com giros pode ser realizada com estruturas de diferentes graus de acoplamento, conforme descrito a seguir. A estrutura de mínimo acoplamento é a de realimentação indireta, onde um filtro linearizado de Kalman é alimentado pelo resíduo da atitude localmente estimada pelo GPS em relação à propagada pelos giros, e produz, como saída, correções para a atitude e para as derivas dos giros. Embora simples esta estrutura possui a grave desvantagem de que os resíduos acumulam erros de

propagação devido à deriva dos giros. Assim, os erros de linearização apresentam crescimento secular, o que termina por inviabilizar a filtragem. Este obstáculo é superado na estrutura de realimentação direta, onde um filtro estendido de Kalman processa o resíduo da atitude localmente estimada pelo GPS em relação à atitude propagada pelos giros, como no caso anterior, mas com a diferença de que as correções estimadas pelo filtro são incorporadas durante a propagação. Deste modo a linearização é sempre feita em torno da melhor previsão disponível da atitude. Este é basicamente o esquema que será utilizado, e é ilustrado na Figura 1 abaixo.

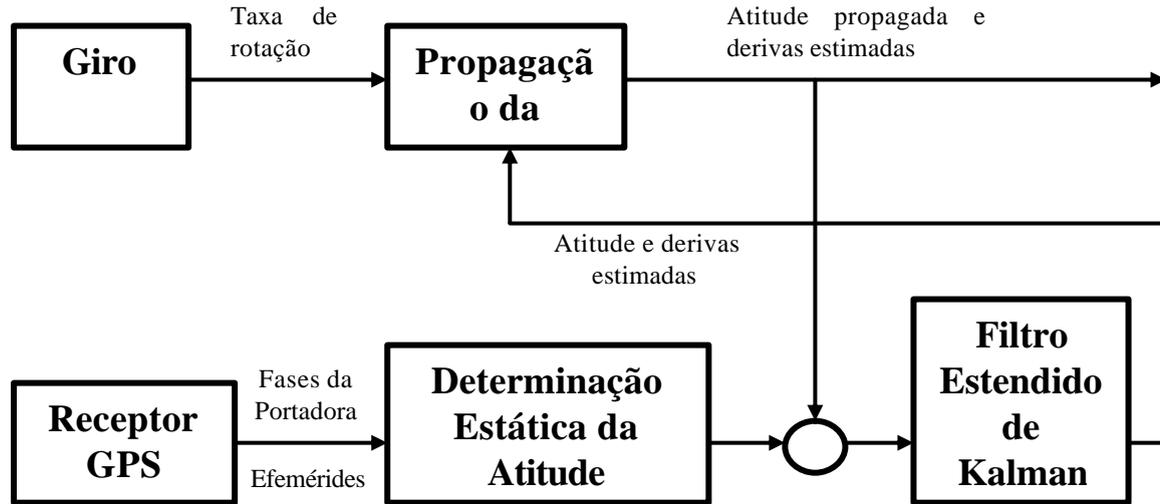


Figura 1 – Algoritmo de fusão de observações de giro e de GPS por filtragem estendida de Kalman: estrutura frouxamente acoplada com realimentação direta.

As estruturas de realimentação indireta e direta são ditas de acoplamento frouxo, pois o sensor auxiliar neste caso não recebe qualquer realimentação do processo. Quando esta realimentação existe a estrutura é dita de acoplamento apertado ou de acoplamento profundo, dependendo do tipo de realimentação a ser realizada, no software do receptor ou na própria malha de sintonização dos sinais dos satélites, no caso do GPS. Este tipo de solução, entretanto pressupõe desenvolvimentos específicos de receptores GPS, enquanto que as estruturas frouxamente acopladas permitem o uso de equipamentos “off the shelf”, dando maior modularidade e versatilidade ao projeto.

O modelo de propagação da atitude utilizado é basicamente cinemático, acrescido dos processos de Gauss-Markov de primeira ordem que representam a deriva do giro e o erro da solução fornecida pelo GPS:

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{w}, \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_q = -\frac{\mathbf{b}_q}{\mathbf{t}_q} + \mathbf{w}_q(q_q), \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_w = -\frac{\mathbf{b}_w}{\mathbf{t}_w} + \mathbf{w}_w(q_w), \quad (3)$$

onde \mathbf{q} representa o vetor de pequenos ângulos de rolamento, arfagem e guinada do satélite; \mathbf{w} o vetor velocidade angular no sistema do satélite; \mathbf{b}_q o ruído colorido na atitude calculada com base apenas no GPS; e \mathbf{b}_w a deriva do giro.

Os parâmetros q_q , q_w e \mathbf{t}_q , \mathbf{t}_w representam as intensidades dos ruídos coloridos \mathbf{b}_q e \mathbf{b}_w , e suas respectivas constantes de tempo, ajustados empiricamente (Lopes et al., 2002).

O modelo de observação é dado por:

$$\mathbf{Z} = \mathbf{q} + \mathbf{b}_q + \mathbf{e}_q(C_{qq}), \quad (4)$$

$$\mathbf{Y} = \mathbf{w} + \mathbf{b}_w + \mathbf{e}_w(C_{ww}), \quad (5)$$

onde \mathbf{Z} representa o vetor de ângulos de atitude determinados com base apenas no GPS e \mathbf{Y} representa o vetor de observações dos giros. Com base na equação (5), a equação (1) pode ser reescrita:

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{Y} - \mathbf{b}_w - \mathbf{e}_w(C_{ww}). \quad (6)$$

A equação da diferença simples de fase \mathbf{j} é:

$$\mathbf{j}_{i,k}^p - \mathbf{j}_{o,k}^p = \frac{2\mathbf{p}}{\mathbf{l}} \mathbf{b}_i^T \mathbf{A}(\mathbf{q}) \mathbf{u}_k^p - 2\mathbf{p} \mathbf{K}_{i,k}^p + \mathbf{d}\mathbf{j}_i(u) \Big|_{u=\mathbf{u}_k^p} + \mathbf{e}_{i,k}^p \quad (7)$$

onde A é a matriz de atitude, K é a ambigüidade inteira, $d\mathbf{j}$ é o efeito do multicaminho e da incerteza na localização do centro de fase das antenas, b é o vetor linha de base, u é o vetor unitário na direção da linha de visada do satélite GPS no sistema de referência, e é o ruído aleatório, l é o comprimento de onda, e os índices i , p e k denotam a antena, o satélite GPS e o instante de amostragem, respectivamente, sendo $i = 0$ para a antena mestre.

Os dados brutos do GPS devem passar inicialmente por um pré-processamento onde é feito o casamento dos dados das quatro antenas e, caso seja necessário, a resolução da ambigüidade inteira e calibrações do efeito da incerteza do centro de fase e do multicaminho. Após isso, a determinação estática da atitude é feita com base na diferença simples de fase, minimizando-se a seguinte função custo quadrática, a qual leva em conta o acoplamento intrínseco dos erros devido à presença da antena mestre em todas as diferenças simples:

$$J(\mathbf{q}) = \text{tr} \left\{ \mathbf{r}_k \mathbf{X}^{-1} \mathbf{r}_k' (\mathbf{D}\mathbf{D}')^{-1} \right\} \quad (8)$$

onde Ξ representa a matriz de covariância dos erros na própria fase relativa aos satélite GPS e \mathbf{r}_k representa a matriz de resíduos das diferenças simples de fase, dada por:

$$\mathbf{r}_k \equiv \mathbf{I} \Delta \Phi_k - \mathbf{B}' \mathbf{A}_k \mathbf{U}_k, \quad (9)$$

\mathbf{D} é a matriz responsável pela realização da diferença simples, e as matrizes \mathbf{F} , \mathbf{B} e \mathbf{U} são compostas pelos elementos de \mathbf{j} , b e u , respectivamente.

É o resíduo da atitude determinada por este processo em relação à atitude propagada pelo giro que alimenta o filtro estendido de Kalman e permite a estimação da deriva do giro, a qual, por sua vez, é levada em conta na propagação da atitude.

Na ausência de falhas, J tem distribuição qui-quadrada com $m - 1$ graus de liberdade:

$$E\{J(\mathbf{q}_{\text{verdadeiro}})\} = \text{tr} \left\{ E \left[\mathbf{D} \mathbf{e}_k \mathbf{X}^{-1} \mathbf{e}_k' \mathbf{D} (\mathbf{D}\mathbf{D}')^{-1} \right] \right\} = m - 1 \quad (10)$$

onde E é o operador esperança e m é o número de antenas.

5 Banco de Filtros para Diagnose de Falhas

A ocorrência de falhas tem como consequência a degradação do nível de incerteza na atitude estimada. O grau da degradação depende da falha e do sucesso

do algoritmo de detecção de falhas, determinado pela porcentagem de alarmes falsos e pela porcentagem de falhas não detectadas. Em caso de falha temporária detectada no sinal do giro, o nível de incerteza sobe, mas apenas até o limite fixado pela solução obtida pelo GPS sozinho. Já as ocorrências de falhas detectadas no sinal do GPS podem provocar uma degradação parcial ou mesmo completa no nível de incerteza, dependendo da duração e do alcance da interrupção.

Em missões com apontamento terrestre e órbitas de baixa altitude, o número de satélites da constelação GPS visíveis a partir de um ângulo de máscara de 10° flutua na maior parte do tempo entre 6 e 8. Neste cenário, existe redundância interna suficiente para a detecção de falhas no GPS ainda na fase de determinação estática, por um conjunto paralelo de processadores onde em cada um, os dados de um dos satélites são omitidos. Numa segunda etapa, um banco de filtros estendidos de Kalman permite a detecção de falhas dos giros, segundo um esquema onde cada filtro opera com um regime de atraso crescente entre a estimativa e a sua consideração no modelo de propagação. A Figura 2 ilustra este esquema.

Se $J_p < J_o \forall p$, onde J_o é um parâmetro de controle, o algoritmo de diagnose de falhas do GPS considera que não há falhas e faz $\mathbf{q}^* = \mathbf{q}$. Caso contrário, se $J_p > J_o \forall p \neq q$, mas $J_q < J_o$, então considera-se que o satélite q apresenta falha, e faz-se $\mathbf{q}^* = \mathbf{q}_q$. Nos demais casos, desconsidera-se todo o lote de medidas e prossegue-se com a propagação até o próximo instante de amostragem.

No caso da diagnose de falhas nos giros, se a partir de dado momento o resíduo médio quadrático ponderado apresenta valores acima de um limiar, o trecho correspondente é descartado e o processo de filtragem é reinicializado.

Em ambos os casos o valor da atitude permanece conhecida, seja pelo GPS seja pela propagação feita com base nos giros, permitindo assim a completa diagnose da falha.

Os parâmetros de controle para as duas fases acima mencionadas devem ser ajustados empiricamente e deles depende a eficiência do algoritmo. Valores elevados tendem a aumentar a porcentagem de falhas não detectadas bem como o valor da mínima intensidade de falha detectável, enquanto que valores pequenos fazem com que essas falhas sejam mais perceptíveis, mas acentuam a taxa de alarmes falsos.

6 Resultados Parciais do Banco de Filtros para Diagnóstico de Falhas

Como início da implementação do algoritmo proposto acima, foram realizadas simulações da parte de detecção da falha nos satélites GPS (Figura 2 b). Para facilidade de simulação, neste caso, os dados utilizados como entrada do algoritmo foram gerados utilizando um pacote de geração dos dados GPS simulados (SatNav). Após a geração dos dados foi introduzido um erro no número de ciclos gerados para o satélite 22, foram acrescentados 5 ciclos. Desta forma temos completo controle do instante em que o erro deve ser detectado.

Na Figura 3 é apresentada a diferença simples de fase para cada linha de base e para cada satélite visível. Nesta figura também pode ser observado o intervalo em que a falha foi introduzida nos dados do satélite GPS 22.

Na Figura 4 é apresentado o resultado da função custo (Figura 4a), e um detalhe para melhor visualização (Figura 4b). Nestas figuras também pode ser observado o intervalo em que o algoritmo detecta a falha introduzida nos dados do satélite GPS 22, onde os valores da função custo (J_p), quando se retira cada um dos satélites ($\neq q$), se tornam bem maiores comparados ao valor da função custo com a retirada do satélite q (J_q).

7 Conclusões

Um algoritmo de diagnóstico de falhas foi apresentado baseado na combinação de dois sensores de atitude: um giro em três eixos de baixo custo auxiliado por um receptor GPS de múltiplas antenas. Conforme foi apresentado, parte do algoritmo proposto já se mostra implementado em simulação. O esquema explora os benefícios mútuos dos dois tipos de sensores com suas diferentes características e é atrativo para aplicações em satélites de baixo custo.

O trabalho é parte de uma tese de doutorado em desenvolvimento, que tem como próxima etapa o teste do algoritmo completo por meio de simulações.

Referências Bibliográficas

Lopes, R. V. F.; Silva, A. R.; and Prado, A. F. B. A. "Navigation and Attitude Estimation from GPS Pseudorange, Carrier Phase and Doppler Observables." 53rd International Astronautical Congress IAC, Houston, Texas, USA, 10-19 Oct., 2002.

McMillan, J. C.; Bird, J. S. and Arden, D. A. G. "Techniques for Soft-Failure Detection in a Multisensor Integrated System." Journal of The Institute of Navigation, Vol. 40, No. 3, Fall 1993, pp. 359-380.

Merhav, S. Aerospace Sensor Systems and Applications. Springer-Verlag, N. York, 1996

Nyberg, M. "Model Based Fault Diagnosis Methods, Theory, and Automotive Engine Applications." Department of Electrical Engineering, Linköping University, Linköping, Sweden, 1999. [Dissertation No. 591]

Poh, E-K; Koh, A.; Xiaodong, Y. and Soon, B. "Integration of Dead Reckoning Sensors with MEMS IMU." Proceedings of ION GPS 2002, pp. 1148-1152. Portland, OR, USA, 24-27 Sept., 2002.

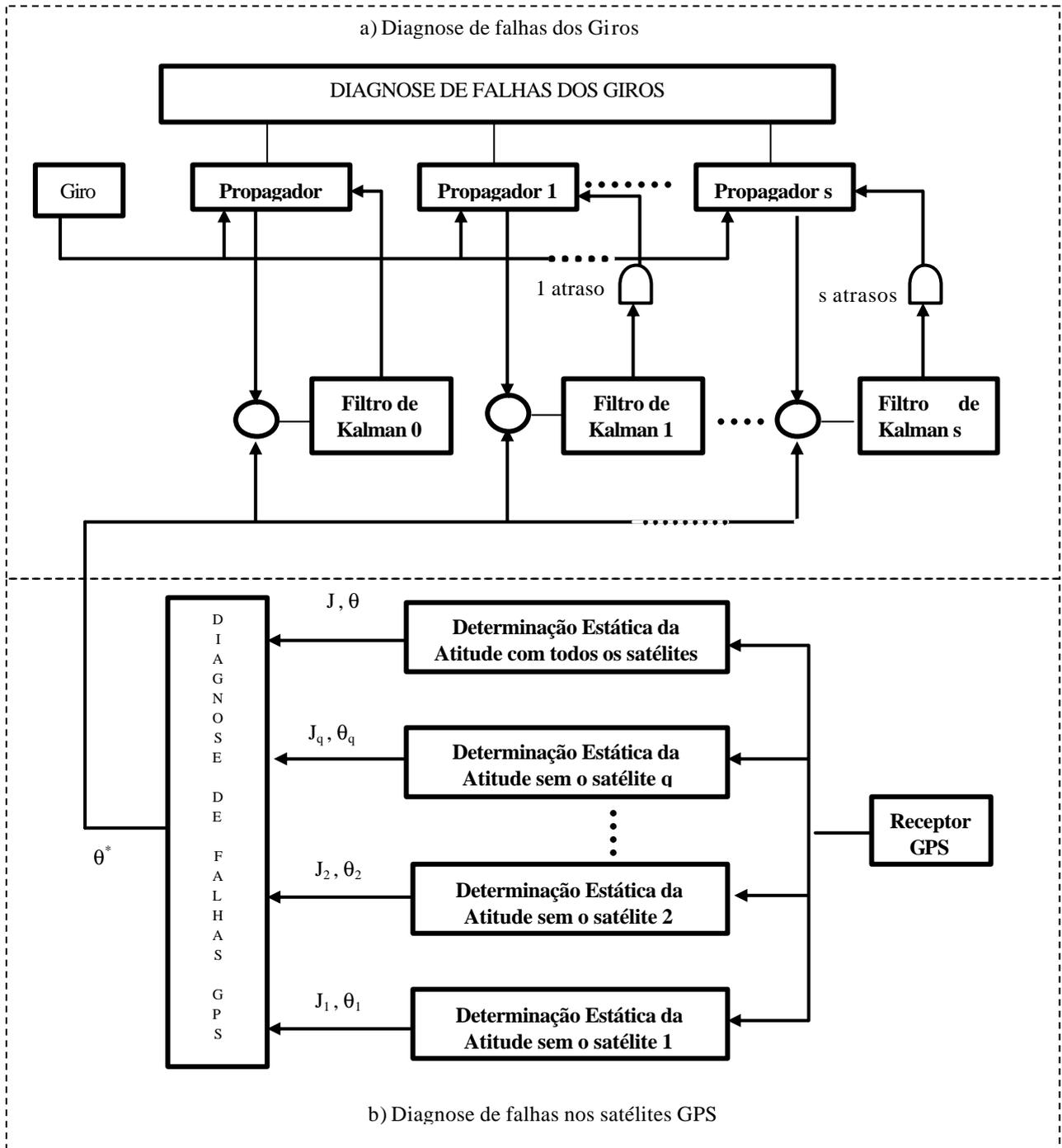
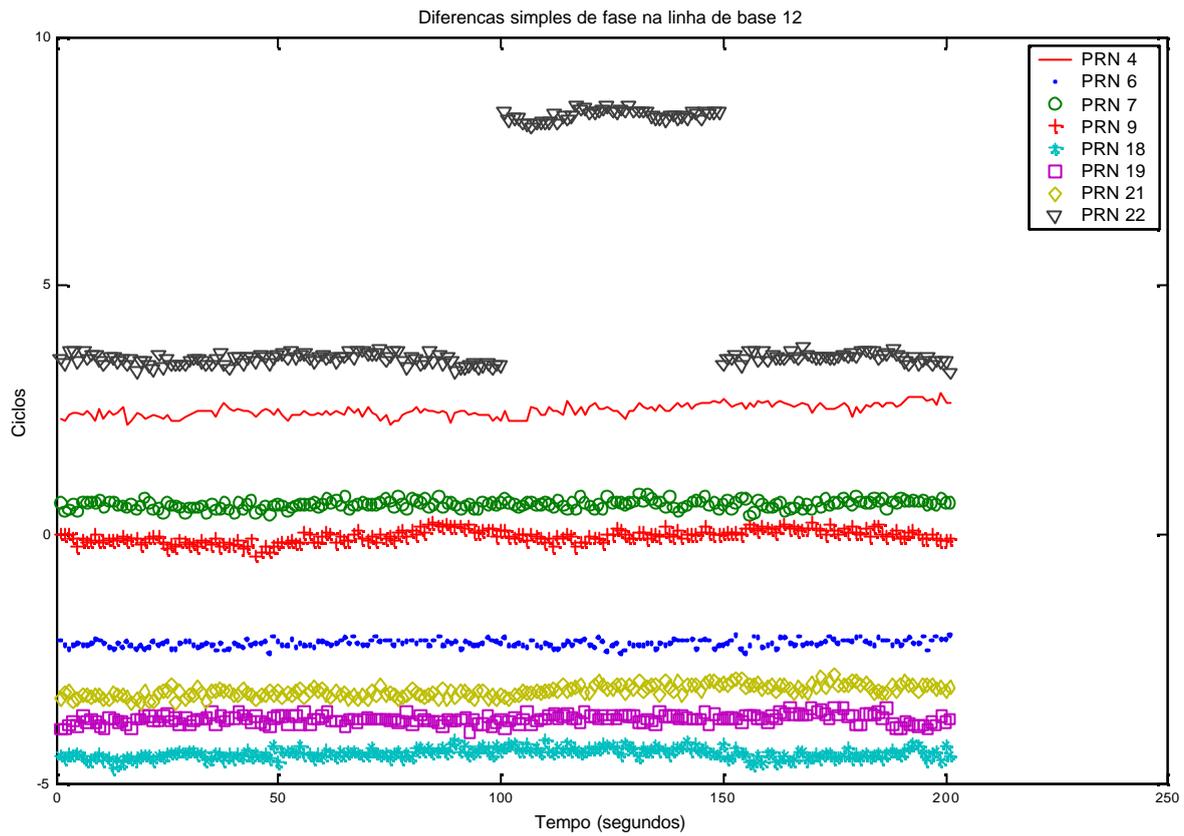
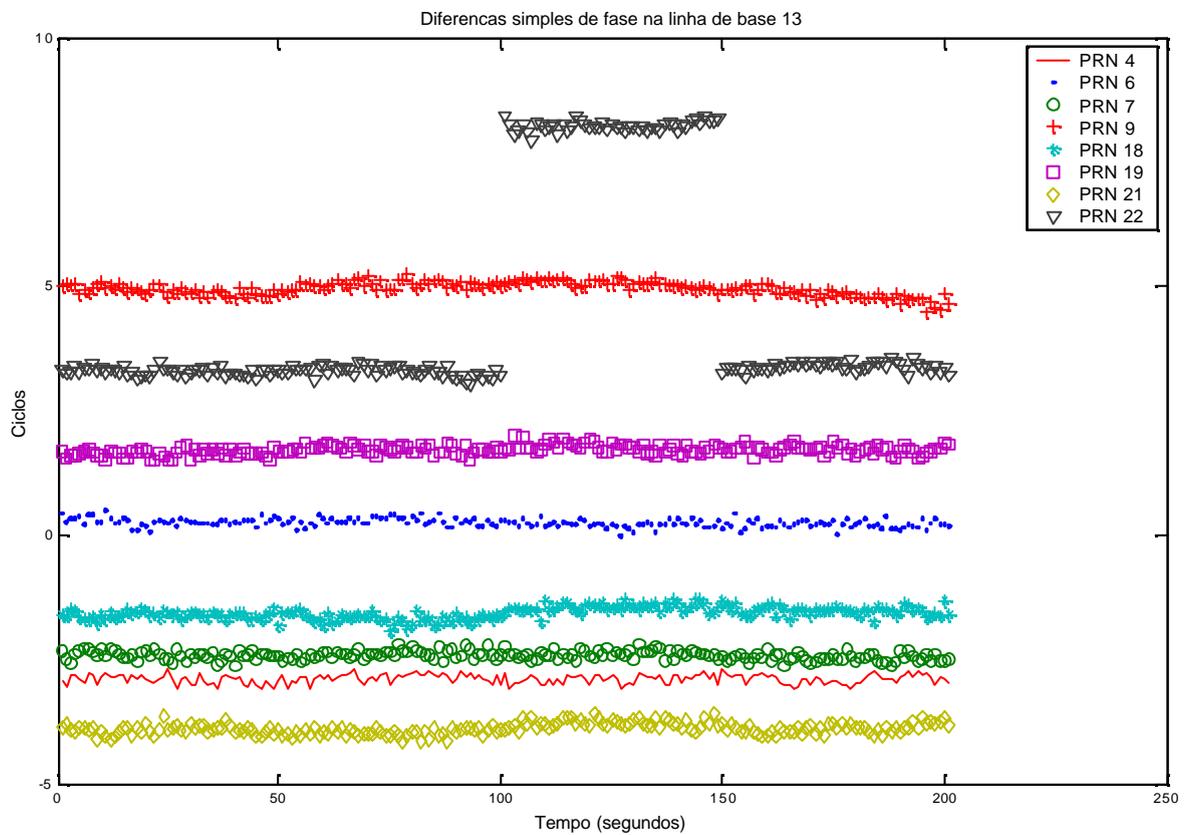


Figura 2 – Fluxograma Esquemático do Algoritmo de Diagnose de Falhas.

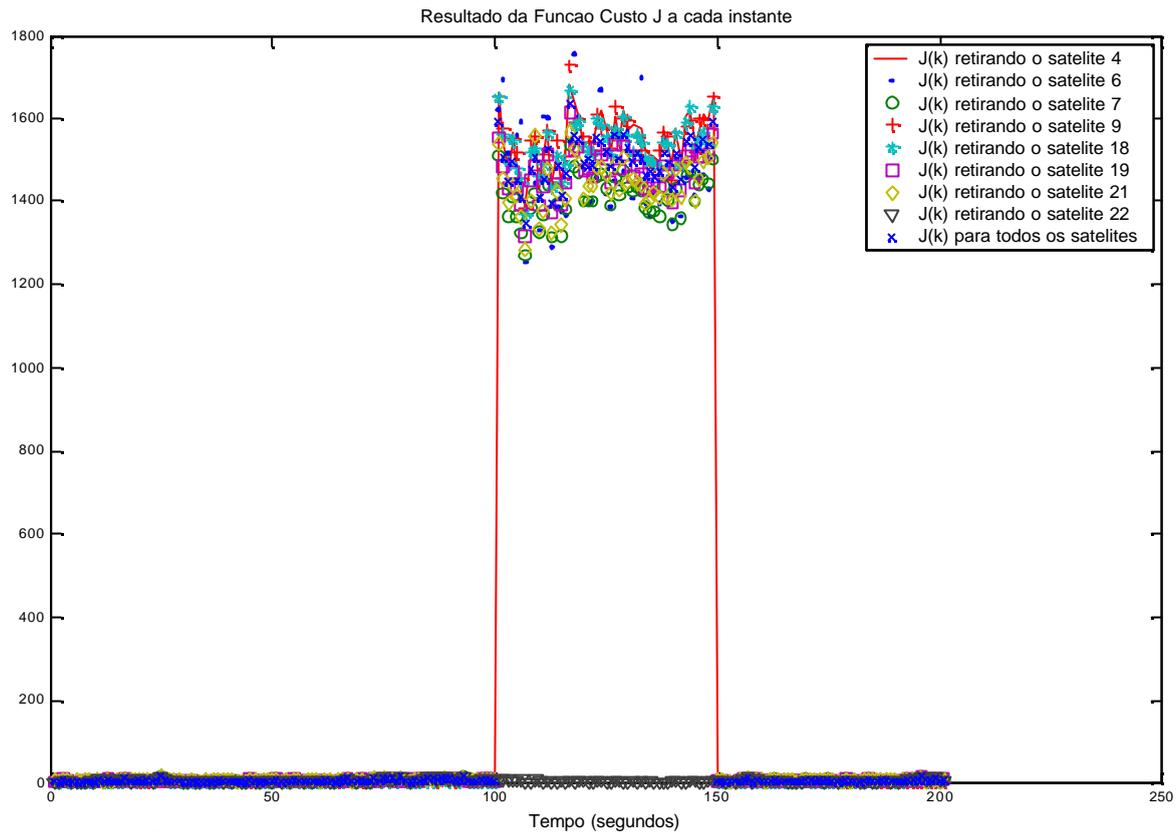


a) Diferenças simples de fase na linha de base 12.

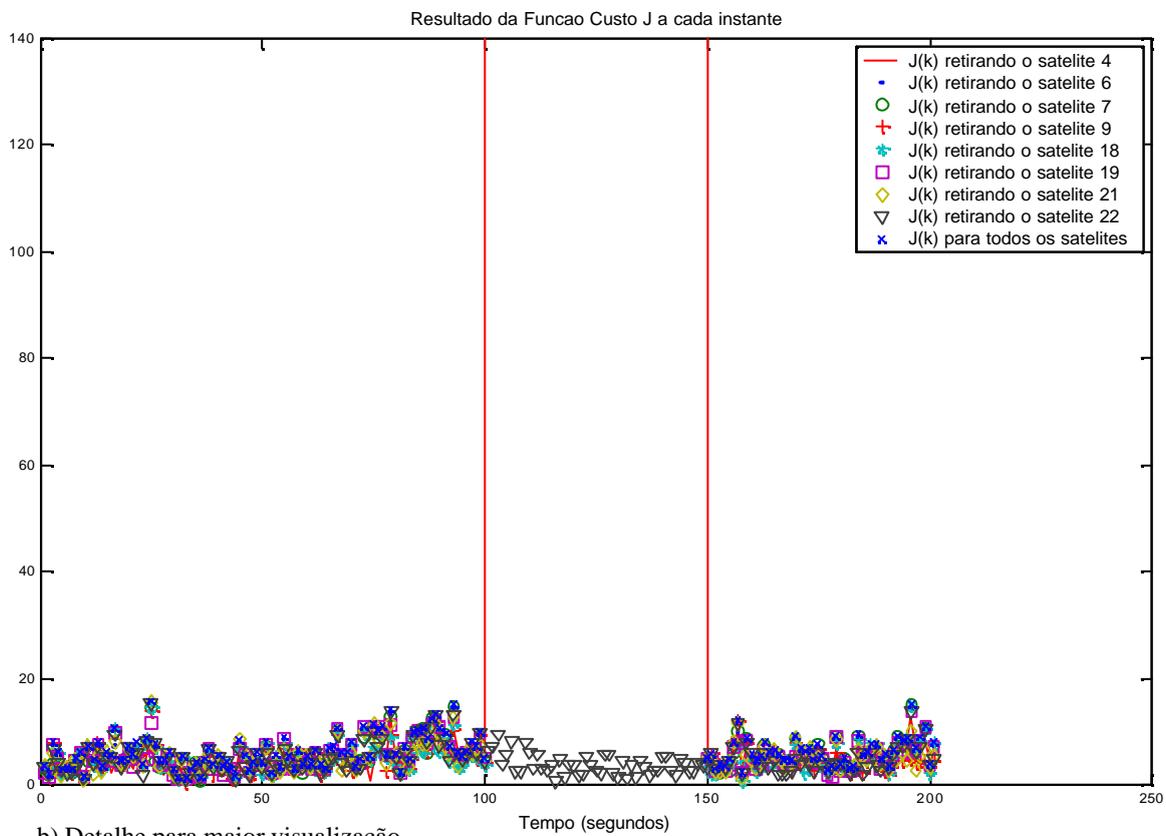


b) Diferenças simples de fase na linha de base 13.

Figura 3 – Intervalo onde foi introduzida uma falha no satélite GPS 22.



a) Figura Completa



b) Detalhe para maior visualização

Figura 4 – Intervalo onde foi detectada uma falha no satélite GPS 22 pelo algoritmo proposto.