Trajetografia integrada com solução DGPS/SBAS – UMI: concepção, desenvolvimento, e experimentos

Hélio K. Kuga, Ulisses T. V. Guedes, Celso B. Mendonça, Jens P. T. G. Wentz

Resumo – Este trabalho mostra os resultados de um projeto de trajetografia integrada DGPS/SBAS-UMI. Integra-se o navegador GPS, em conjunto com correções diferenciais transmitidas por satélites geoestacionários, ao sistema de referência inercial de aeronaves (UMI-Unidade de Medidas Inerciais). Descrevem-se a concepção do sistema, o desenvolvimento e integração do software, e os experimentos e respectivos resultados, para situações e condições críticas.

Palavras Chaves-GPS, DGPS-SBAS, UMI, trajetografia de aeronaves.

Abstract- This work shows the results of a project of trajectography through integrating DGPS/SBAS and IMU. Thes GPS navigator together with the differential corrections transmitted by geostationary satellites, are integrated to the aircraft IMU - Inertial Measurements Unit. The system conception, software develoment and integration, experiments and results are described for critical situations and conditions.

Keywords- GPS, DGPS-SBAS, IMU, trajectography of aircrafts.

I. INTRODUÇÃO

Métodos tradicionais de medida de trajetória de aeronaves com base em ferramentas GPS, requerem o uso de dois receptores para a implementação do sistema DGPS (GPS Diferencial). Enquanto um receptor é instalado em uma aeronave para a obtenção da trajetória propriamente dita, outro receptor é posicionado em uma base com coordenadas conhecidas, cuja arquitetura permite o uso da técnica de correção diferencial DGPS para melhor precisão nas estimativas¹, e em tmepo real. Essas duas bases de dados são geradas em locais distintos, uma na aeronave e outra em solo, que são processadas pós-vôo. Este requisito operacional é o maior inconveniente dessa arquitetura, pois impossibilita a sua visualização "on-line" (tempo-real) dos resultados à bordo da aeronave.

Outra maneira de implementar o esquema mantendo características de processamento em tempo real utiliza um enlace de rádio, aumentando a complexidade do sistema².

Uma alternativa para eliminar a necessidade de pósprocessar os dados, ou eliminar o enlace de rádio, é a utilização do serviço SBAS ("Satellite Based Augmentation System"). Neste serviço a correção diferencial é transmitida via satélite geo-estacionário e é recebida pela mesma antena do receptor GPS em uma frequência diferente do GPS, embora ainda dentro da banda L.

Neste trabalho utilizou-se receptor GPS da Novatel em conjunto com o serviço SBAS da OMNISTAR em virtude da grande abrangência do sinal³. Essa configuração dispensa o enlace de rádio e é bastante conveniente em termos de versatilidade para a condução de vôos de ensaio fora do alcance limitado do rádio de transmissão, além de facilitar a realização de ensaios em locais diversos do local convencional de ensaios.

Por outro lado, devido a vários fatores como: posição única da antena receptora GPS; um único satélite geoestacionário transmissor dos dados de correção; insuficiência de satélites GPS; ou falha momentânea do sistema DGPS; teme-se que durante manobras dinâmicas da aeronave possa haver a perda temporária de sinal e, por conseqüência, a degradação da precisão diferencial do sistema. Neste caso faz-se necessário a integração do sistema DGPS à plataforma inercial da aeronave, o chamado INS ("Inertial Navigation System" ou Sistema de Navegação Inercial). Assim, a solução integrada DGPS/INS garante robustez ao sistema e obtém em tempo real dados de trajetória e dados que possam ser aproveitados em um sistema de medida de trajetória de acordo com a conveniência do ensaio.

Este trabalho descreve a concepção, desenvolvimento, e experimentos em vôo do sistema DGPS/Omnistar da Novatel com a unidade de medidas inerciais (UMI) da aeronave, visando navegação precisa em tempo real. Em testes em vôo este sistema DGPS operou a 20 Hz, e a INS a taxas maiores que 60 Hz. Mostram-se resultados de tempo real do sistema em que comprovam-se as características de desempenho e robustez do sistema desenvolvido. Resultados mostram desempenho satisfatório mesmo num caso crítico de dados GPS indisponíveis por intervalos razoáveis (mais de 30s). Permanecem para serem testados situações de taxas de amostragem maiores, lapsos intermitentes do sistema DGPS, e o estabelecimento da pior situação tolerável.

Hélio K. Kuga e Ulisses T. V. Guedes, Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE, São José dos Campos, Brasil; Celso B. Mendonça e Jens P. T. G. Wentz, Embraer, São José dos Campos, Brasil, E-mails: hkk@dem.inpe.br, ulisses@dem.inpe.br, celso.mendonca@embraer.com.br, jens.wentz@embraer.com.br. Este trabalho foi parcialmente financiado pela EMBRAER.

II. DGPS-SBAS DA OMNISTAR

A solução DGPS (GPS Diferencial) foi implementada, usando-se um receptor da Novatel (série Propak)³ com recurso do serviço de correção diferencial OmniStar transmitido via satélite, em taxas configuráveis de no máximo 20 amostras/segundo (20Hz). Esta concepção considera os sinais da constelação GPS de satélites com efemérides conhecidas, processa as correções diferenciais transmitidas pelo satélite geoestacionário e gera a solução para o receptor Novatel. Desta forma a posição é conhecida com precisão da ordem de dezenas de centímetros, segundo especificações da Novatel. Para o local de testes, no Brasil, a precisão especificada do DGPS-SBAS da OmniStar é o nível XP, de 15cm. O DGPS apresenta uma certa transição de vários minutos ("cold start") até atingir a convergência para a precisão especificada.

O receptor Propak da Novatel tem uma antena que recebe os sinais GPS nas frequências L1 e L2, e também os sinais de correção diferencial dos satélites OmniStar, também na Frequência L, cujo valor depende do satélite utilizado.

O receptor DGPS foi conectado ao computador de bordo da aeronave através de uma interface USB padrão para uma velocidade de transmissão de 1Mb/s, amostragem de 20Hz, e a interface foi programada em ANSI-C para os vários tipos de entradas (comandos) e saídas (dados e mensagens). Os dados adquiridos já apresentam um carimbo de tempo inserido pelo receptor.

III. AQUISIÇÃO DE DADOS DA UMI – UNIDADE DE MEDIDAS INERCIAIS

Para esta aplicação utilizou-se o barramento padrão ARINC-429, bastante comum em aeronaves, que interliga vários equipamentos de bordo, inclusive a UMI existente na aeronave, através de um cartões do tipo PCMCIA. A taxa de aquisição dos dados torna-se variável de 20 a 200 Hz, conforme o tipo de dado, seguindo o padrão de formatação ARINC-429. No algoritmo desenvolvido, torna-se necessário colher informações dos seguintes parâmetros: ângulos e rotações de *Pitch, Roll* e *Yaw*, acelerações longitudinal, transversal e axial da aeronave.

Dos dados disponíveis no barramento, somente aqueles selecionados são recolhidos pela interface PCMCIA, e.g. Ref. [4], acoplada diretamente ou indiretamente ao computador de bordo, que disponibiliza o conjunto em espaços de memória específicos e em formato no padrão ARINC-429. O software de interface proprietário, fornecido pelo fabricante da interface PCMCIA, filtra os dados observados. Um segundo software de interface desenvolvido em ANSI-C, adquire aquelas informações, decodifica-as, carimba o tempo de cada leitura realizada e as armazena em estrutura interna. Quando os dados são solicitados pelo procedimento desenvolvido, são entregues as últimas informações armazenadas disponíveis, que estarão marcadas se já foram lidas ou se são inéditas. O carimbo de tempo da informação do barramento ARINC-429 é obtido através do canal IRIG-B. Tal informação também é incluída na estrutura de armazenamento, e com isso torna-se possível sincronizar o relógio do computador de bordo com o tempo IRIG-B e GPS.

IV.ALGORITMO DE NAVEGAÇÃO E PROCESSAMENTO

As equações da dinâmica da aeronave são convencionalmente fornecidas nos sistemas NED ("North-East-Down" ou Norte-Leste-Nadir) para as coordenadas de translação, e RPY ("Roll, pitch, yaw" ou Rolamento, Arfagem, Guinada) para as coordenadas de rotação. Elas estão disponíveis em várias referências padrão, e.g. Ref. [5,6], e de trabalhos apresentados em congressos anteriores, Ref. [2,7]. Os dados da central de navegação inercial (giroscópios, acelerômetros, atitude) são utilizados para equações, produzindo posição, integração destas velocidade, e atitude. Adicionalmente são incorporados os "biases" dos giroscópios e acelerômetros estimados pelo filtro de Kalman.

O filtro utilizado é o filtro de Kalman não linear Sigma-Ponto FKSP. Este filtro usa técnicas de amostragem para obter um conjunto mínimo de amostras, os sigmapontos^{8,9,10}, que seja representativo do sistema não-linear. O método tenta obter informação sobre os momentos primários (média, covariância, assimetria, e curtose) a partir de poucas amostras escolhidas criteriosamente. Em seguida, as amostras selecionadas, os sigma-pontos, são preditas pelas equações diferenciais não-lineares do problema, e estas predições são utilizadas para calcular a covariância⁹. Com esta abordagem, a matriz Jacobiano do sistema não necessita ser calculada, que é uma vantagem desta abordagem. Neste trabalho, a abordagem do filtro FKSP é aplicado somente na fase de predição do filtro de Kalman, já que as medidas disponíveis (posição e velocidade) são lineares em relação ao estado a ser estimado. Outros detalhes podem ser obtidos nas Refs. [2, 7].

Em seu modo normal, o FKSP trabalha em tempo real, e várias taxas de amostragem combinadas foram testadas. O DGPS fornece dados a 20Hz, e a UMI é configurável, obtendo-se taxa de 10 a 60Hz, sem problemas de carga computacional para cálculo em tempo real. Nos ensaios realizados, utilizou-se computador de bordo PC com processador Pentium IV, e sistema operacional Windows XP. O pacote de software integrado (interfaces DGPS e UMI, algoritmo de navegação, e filtro FKSP) armazena automaticamente todos os dados de entrada que foram processados, bem como os resultados de tempo real.

O mesmo algoritmo FKSP pode ser utilizado em modo pós-processamento ("playback mode"), onde estes dados podem ser re-processados para análise fina, utilizando-se outras configurações e condições iniciais, limite de rejeição de dados, diferentes valores de desvios-padrão, visando melhorar o desempenho em termos de precisão.

V. ARQUITETURA DO SISTEMA INTEGRADO

A Fig. 1 mostra simplificadamente a arquitetura do sistema integrado. A plataforma inercial, através de interface com o barramento de dados da aeronave, fornece dados dos giroscópios, acelerômetros, e atitude préprocessada a uma taxa de amostragem configurável, que pode variar em geral de 10 a 60 Hz para este sistema. O sistema DGPS fornece, através de interface serial USB e taxa de amostragem selecionável de 1 a 20 Hz, a posição precisa (dezenas de centímetros de posição após convergência) e a velocidade (décimos de metros por segundo). A velocidade é calculada através dos dados Doppler do receptor GPS, e não pelo sistema DGPS, sendo menos preciso qualitativamente. A etapa de predição do filtro de Kalman é implementado pelo FKSP, e integra as equações diferenciais que mecanizam a navegação da aeronave (Seção IV), usando os dados provenientes da UMI através da interface customizadamente programada. A etapa de correção do filtro de Kalman processa as medidas do sistema DGPS (posição e velocidade) e a atitude (RPY) provinda do barramento.



Fig. 1 - Arquitetura do FKSP

VI. EXPERIMENTOS

Diversos tipos de experimentos foram realizados, em variadas condições de vôo. Os mais interessantes são aqueles em que ocorrem obstrução dos sinais GPS, que devem ser cobertos somente através do processamento das informações da UMI. Em geral, a falta de dados GPS até 10s não causou grandes problemas e o algoritmo FKSP com a integração de dados DGPS/SBAS – UMI teve desempenho satisfatório em tempo real. Os resultados mostrados a seguir foram obtidos em tempo real.

As figuras 2 e 3 mostram um intervalo de tempo na qual ocorreram 3 problemas com sinais GPS: obstrução do sinal GPS de 3s (em 72035s), obstrução de 2s (em 72041s), e obstrução de 26s (em 72053s). Neste experimento, realizou-se um vôo de cerca de 03 horas, onde os dados de DGPS foram amostrados a 20Hz, e a UMI a 10 Hz, portanto a uma taxa menor que a do DGPS.

A figura 2 mostra a altitude predita (linha contínua preta) e respectivos desvios-padrão (linhas azuis claras), altitude corrigida (quadrados azuis), e medidas GPS de altitude (asteriscos vermelhos).

Verifica-se que os dados GPS próximos dos instantes das obstruções 1 e 2 são de baixa qualidade. Notadamente entre a primeira e segunda obstrução os dados de altitude do GPS chegaram a estar equivocados em até 90m. No entanto, tanto a predição, quanto a estimação amenizaram estes dados ruins e mantiveram um erro menor.



Fig 2. Altitude vs. Tempo: predito e respectivos desvios-padrão, estimado, e medida GPS.

Na longa obstrução do sinal GPS de 26s, aos 72080s, o erro final de predição foi de 28m, com o desvio-padrão estimado pelo FKSP de 26m, mostrando portanto consistência estatística bastante apropriada. A figura 3 mostra o mesmo ensaio para a coordenada de velocidade na direção nadir. Nesta situação, nota-se que o FKSP praticamente não utilizou a medida GPS de velocidade, lembrando que este tipo de medidas tem um desvio-padrão maior (0,1 a 1m/s), sendo menos confiáveis que as medidas de posição (15cm). Nota-se também que o erro de predição ao fim da última obstrução (26s) do sinal GPS foi de cerca de 1,1 \pm 0,3 m/s (descontinuidade em 72080s).



Fig 3. Velocidade Nadir vs. Tempo: predito e respectivos desviospadrão, estimado, e medida GPS.

Em outro ensaio experimental, de cerca de 01:30 horas, os dados DGPS foram obtidos a uma taxa de amostragem de 20Hz, e os da UMI a taxas de cerca de 60Hz. Para análise, isolou-se um intervalo com 3 obstruções do sinal GPS quase em sequência: de 3s (em 64559s), 8s (em 64574s), e de 30s (em 64604s). Entre a segunda e a terceira obstrução, somente 8 dados DGPS estavam disponíveis. Esta situação testa a robustez do algoritmo, pois, devido a limitada disponibilidade de dados DGPS, não houve tempo suficiente para convergência do filtro. Esta condição ocorreu com a aeronave em movimento já no solo, em condições de baixa velocidade.

As figuras 4 e 5 mostram o comportamento das variáveis altitude (m) e velocidade na direção nadir (m/s), durante este período crítico. As obstruções nas figuras estão caracterizados pela ausência de dados GPS (asteriscos).

A figura 4 (mantendo caracteres com o mesmo significado da figura 2) mostra a altitude predita e respectivos desviospadrão, altitude corrigida (FKSP), e medidas GPS de altitude.

Verifica-se que os dados GPS após a primeira obstrução permitiram o filtro convergir, pois nota-se a diminuição do desvio-padrão. Por outro lado, após a segunda obstrução aos 64574s, devido a insuficiência de dados GPS, o desvio-padrão caiu muito pouco (de 14m para 11m). Ao fim da terceira obstrução (aos 64604s) nota-se que a predição em altitude (615,4m±30,3m) praticamente correspondeu a medida GPS (611,1m) embora posteriormente as medidas GPS tenham convergido para 604m, assim como o FKSP.



Fig 4. Altitude vs. Tempo: predito e respectivos desvios-padrão, estimado, e medida GPS.

A figura 5 mostra o mesmo ensaio de vôo para a coordenada de velocidade na direção nadir. Alguns dados GPS da ordem de 5 a 6m/s foram retirados da figura por problemas de escala e para facilitar visualização. As medidas de velocidade do GPS são bastante dispersas, justificando desvios-padrão maiores (0,1 a 1m/s). Da mesma forma que no ensaio anterior, o FKSP ponderou pouco a medida GPS de velocidade. Neste ensaio, o valor predito ao fim da longa obstrução (30s) do sinal GPS foi de $-0,50\pm0,31$ m/s, para a medida GPS de -0,39m/s, visto na figura através da descontinuidade em 64604s.



Fig 5. Velocidade Nadir vs. Tempo: predito e respectivos desviospadrão, estimado, e medida GPS.

A figura 6, mostra os resíduos em altitude e em velocidade na direção nadir para o intervalo considerado. Em altitude obteve-se média e desvio-padrão de $-0,2\pm1,4m$, e em velocidade foi de $0,09\pm0,46m/s$. Os resíduos nas outras compontes tiveram comportamento semelhante.



Fig 6. Resíduos de Altitude eVelocidade Nadir.

VII. CONCLUSÕES

Este trabalho mostrou a concepção, desenvolvimento, implementação, e testes de um sistema de navegação em tempo real, usando o GPS diferencial através de satélites geoestacionários (DGPS/SBAS) integrado a uma unidade de medidas inerciais (UMI). Em rotina, os DGPS são amostrados a 20Hz e os dados da UMI a 60Hz. O Filtro de Kalman Sigma-Ponto (FKSP) foi customizado para esta aplicação. O trabalho mostra os resultados obtidos em tempo real de dois ensaios em vôo, onde foram ilustrados o comportamento do sistema quando ocorrem "gaps" (ausência) de dados GPS. Nos casos descritos, aconteceram 3 interrupções em sequência que puseram a prova a robustez do sistema implementado. Os resultados foram satisfatórios, dentro da expectativa teórica, ou verificada através de simulações, como por exemplo na Ref. [11], recentemente apresentada.

REFERÊNCIAS

- Parkinson, B.W.; Spilker Jr., J.J. "Global Positioning System: theory and applications." Washington, AIAA, 1996.
- [2] Kuga, H. K.; Guedes, U. T. V.; Mendonça, C. B.; Wentz, J. P. T. G.; Teixeira, L. M., "Integração de sistema DGPS e unidade inercial para navegação precisa de aeronave em tempo-real". Anais do V SBEIN Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial, p. 80-84, 2007.
- [3] Novatel, "GPS + Reference Manual". Doc. OM-20000039, Ver. 0H, Apr. 2007.

- [4] AIM Gmb http://www.aim-online.com/ Último acesso em 24 de agosto de 2010.
- [5] Farrel, J.A.; Barth, M., "The GPS and Inertial Navigation.", New York, NY, McGraw-Hill, 1998.
- [6] Titterton, D. H.; Weston, J. L., "Strapdown Inertial Navigation Technology", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 207, 2nd. edition, Reston, VA, USA, AIAA, 2004.
- [7] Kuga, H. K.; Lopes, R. V. F.; Einwoegerer, W., "Experimental static calibration of an IMU (Inertial Measurement Unit) based on MEMS". Proceedings of COBEM 2007, 19th International Congress of Mechanical Engineering, 05-09, Nov. 2007, Brasilia, Brazil, 2007 (Artigo COBEM-2007-1982)
- [8] Julier, S.J. and Uhlmann, J.K., "A New Extension of the Kalman Filter for Nonlinear Systems". International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Controls, SPIE, 1997.
- [9] Julier, S.J. and Uhlmann, J.K., and Durrant-Whyte, H.F., "A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators". IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 45, Issue 3, p. 477-482, 2000.
- [10] Julier, S.J. and Uhlmann, J.K., "Unscented Filtering and Nonlinear Estimation". Proceedings of the IEEE, Vol. 92, No. 3, 2004.
- [11] Ferreira, I. P. M.; Hemerly, E. M. "Analise de integração entre IMU e GPS utilizando filtro de Kalman." Anais do CONEM 2010 – VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 18-21 agosto 2010, Campina Grande, PB (Artigo CON10-0641).