

Simulação Hardware-in-the-Loop do Controle de um Míssil Utilizando Sensores Inerciais

Fernando Antonio Almeida Coelho e Fernando Cesar Lizarralde
DSAM/Marinha do Brasil e PEE-COPPE/UFRJ

Resumo — Simulação Hardware-in-the-Loop (HIL) vem sendo empregada, cada vez mais, no desenvolvimento de sistemas embarcados. Nesta técnica, a dinâmica de componentes específicos do sistema é simulada utilizando um computador, reduzindo assim a complexidade e o custo das aplicações e aumentando a flexibilidade. Neste trabalho, a dinâmica de um míssil é simulada em tempo real, enquanto o movimento angular de arfagem do míssil é reproduzido em uma mesa inercial simuladora de movimentos. Um giroscópio de estado sólido de baixo custo, montado sobre a mesa, mede os movimentos, que são realimentados no sistema de controle longitudinal do míssil. Com esta arquitetura é possível avaliar não só as diferentes técnicas de controle, mas também a aplicação de sensores inerciais distintos.

Palavras-chaves — Controle, mísseis, sensores inerciais, simulação, hardware-in-the-loop.

I. INTRODUÇÃO

A. Modelagem do míssil

O míssil foi modelado baseando-se na dinâmica de um corpo rígido, sem variação de massa (ou variação lenta), com seis graus de liberdade, e com vetores representados no triedro posicionado no centro de massa. Além disso, as simetrias típicas de mísseis nos planos X-Y e X-Z foram consideradas, gerando assim as seguintes equações, largamente conhecidas [1]:

$$\begin{cases} m(\dot{v}_x - v_y\omega_z + v_z\omega_y) = F_x \\ m(\dot{v}_y + v_x\omega_z - v_z\omega_x) = F_y \\ m(\dot{v}_z - v_x\omega_y + v_y\omega_x) = F_z \\ I_x\dot{\omega}_x = M_x \\ I_y\dot{\omega}_y - (I_y - I_x)\omega_x\omega_z = M_y \\ I_y\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y = M_z \end{cases} \quad (1)$$

Onde: m é a massa;

I_x, I_y, I_z são os momentos de inércia;

v_x, v_y, v_z são componentes da velocidade linear;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ são as componentes da velocidade angular;

F_x, F_y, F_z são as componentes de força externa de origem aerodinâmica, da gravidade e da propulsão; e M_x, M_y, M_z são as componentes de torque externo.

É possível separar a estrutura do míssil em três laços de controle independentes: controle longitudinal, controle de rolagem e controle lateral [2]. Na simulação HIL, somente as equações referentes ao plano longitudinal foram utilizadas, pois se estava interessado no estudo do controle de altitude, para realização de vôo rasante á superfície do mar (*sea-skimming*) em um míssil antinavio. Assim, o vetor de estados ficou $x = [v_x, v_z, \omega_y, z, \phi]^T$, enquanto a massa e momentos de inércia utilizados são típicos de um míssil antinavio, conforme especificado em [3].

Na simulação o míssil é lançado de uma rampa com 20° de elevação instalada em um navio com velocidade de 5 nós. Um propulsor de aceleração, tipo foguete, queima por 3s e fornece empuxo que leva o míssil até a sua velocidade de cruzeiro, MACH 0,9, quando começa a funcionar um propulsor de sustentação que mantém esta velocidade aproximadamente constante. Um controlador de altitude recebe informações de um radar-altímetro e de um sensor inercial de atitude e realimenta estes estados, mantendo a altitude em 30m, conforme comandado pelo computador.

B. Esquema da simulação

A Fig. 1 mostra um diagrama esquemático da estrutura utilizada na simulação. A mesa simuladora de movimentos, mostrada na Fig. 2, possui um sistema próprio de controle de posição e velocidade, com sensores próprios, o que permite serem utilizados pelo simulador para validar os estados que são impostos à mesa, ou utilizar estas medidas como opção para realimentação do controlador. O sistema de controle da mesa, implementado em uma placa PC-104, envia e recebe dados do computador onde roda a simulação, por meio de rede Ethernet.

A unidade de medidas inerciais (UMI) utilizada, a 3DM-G, fabricada pela MicroStrain, constitui-se num conjunto de acelerômetros, girômetros, e magnetômetros de estado sólido e está mostrada nas figs. 3 e 4. Os dados de saída são transmitidos ao computador via porta serial, e as medidas fornecidas são resultantes da fusão destes três tipos de sensores em um Filtro de Kalman, próprio da UMI.

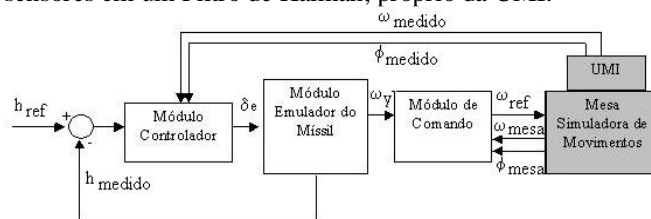


Fig. 1. Elementos da estrutura HIL implementada.



Fig. 2. Foto da mesa inercial simuladora de movimentos à frente, e computador e instrumentação de controle ao fundo.

Um programa, desenvolvido na linguagem C do sistema operacional de tempo real QNX, realizava as funções dos blocos representados na Fig. 5 pelos módulos Controlador, Emulador do Míssil e Comando da Mesa. O Módulo Emulador realiza a emulação da dinâmica do míssil, conforme o modelo apresentado em (1). O Módulo Controlador constitui-se num controlador discreto no plano longitudinal, utilizando medidas de atitude recebidas do sensor inercial (UMI) instalado sobre a mesa simuladora de movimentos, além da altitude, h_{medido} , proveniente do Módulo Emulador. Por fim, o Módulo Comando, realiza a comunicação com a Mesa, comandando os valores da velocidade de atitude, ω_{ref} , e lendo os sinais oriundos dos sensores da mesa, ω_{mesa} e ϕ_{mesa} .

O programa de simulação, apresentado no fluxograma da Fig. 5, utiliza um temporizador (*timer*) de tempo real do sistema operacional para sincronismo do controlador discreto. Além disso, a operação de tempo real é garantida pelo teste de tempo máximo decorrido desde o início até o fim de cada passo de simulação, pelo relógio (clock) de tempo real do sistema operacional, que se ultrapassado resulta em erro, encerrando a simulação. O programa também valida a velocidade que é comandada à mesa, ao esperar que o erro de velocidade torne-se inferior à tolerância, $\Delta\omega$.

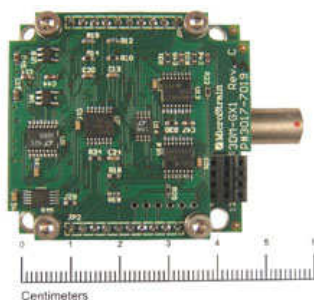


Fig. 3. Fotos da Unidade de Medidas Inerciais fora do encapsulamento.



Fig. 4. Fotos da Unidade de Medidas Inerciais encapsulada.

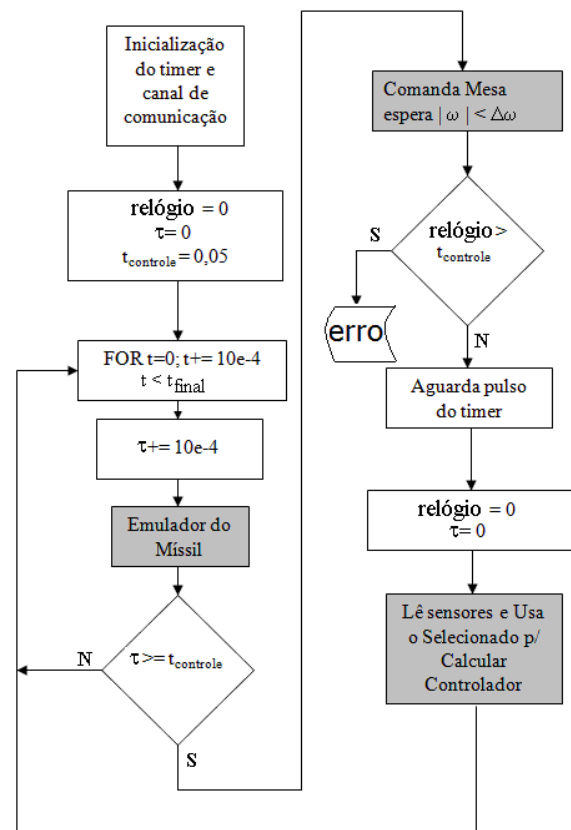


Fig. 5. Fluxograma do programa utilizado para a simulação HIL.

C. Sintonia da Estrutura HIL

Antes de realizar a simulação, alguns testes precisaram ser realizados, visando a adequar os passos de integração e taxa de amostragem do controlador discreto, à velocidade de processamento do computador, do sensor inercial e à velocidade de operação da mesa inercial.

Em princípio a taxa de amostragem do controlador é limitada pela taxa de transmissão das medidas inerciais fornecidas pela UMI através da porta serial, 100Hz. Porém, essa taxa também tem que ser menor que a taxa máxima de transmissão de dados à mesa. Testes da velocidade da mesa inercial levaram à escolha de um período de 50ms (20Hz), para amostragem do sistema discreto.

Todas as integrações do programa de simulação utilizam o método do trapézio, assim, para que a simulação da dinâmica do míssil se assemelhasse a um sistema contínuo, para os demais subsistemas, o número de iterações do módulo emulador teria que ser bem maior que a taxa de amostragem do controlador discreto. Então, este número de iterações foi escolhido o maior possível (1kHz), em função da velocidade de processamento do computador.

Para encontrar todos estas taxas máximas, os períodos dos passos eram reduzidos progressivamente até que o módulo que verifica o tempo decorrido acusasse erro, conforme apresentado no fluxograma da Fig. 5.

II. RESULTADOS

A Fig. 6 mostra o resultado da simulação ao se realimentar os sinais de atitude do Módulo Emulador, enquanto a Fig. 7

mostra a simulação com o sensor inercial realimentado. Em ambas as figuras são mostrados o ângulo de arfagem, ϕ , e sua velocidade, ω_z , tanto o valor oriundo do Módulo Emulador (simulado), quanto do sensor realimentado no Módulo de Controle (mesa ou UMI), além de serem mostrados a altitude, h , que é a variável de controle, e o ângulo equivalente das superfícies de controle de elevação, δ_e .

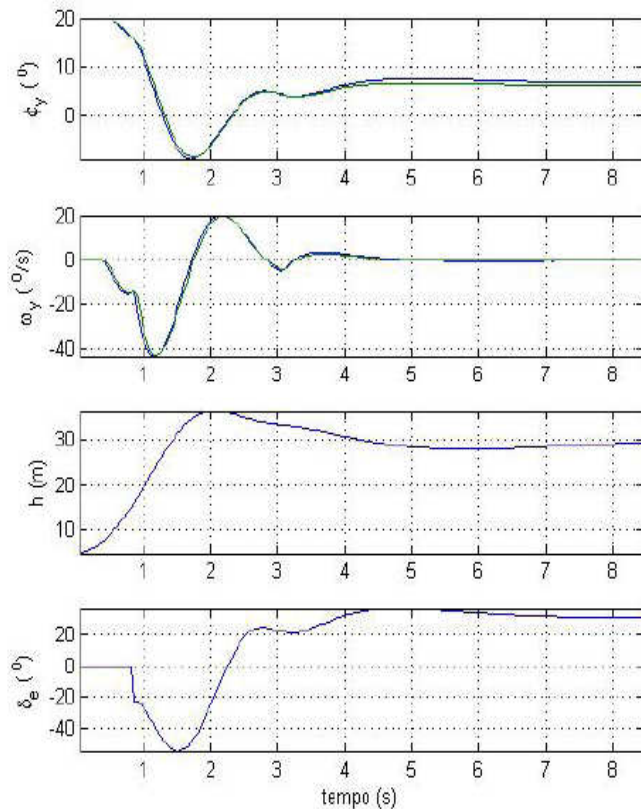


Fig. 6. Comparação entre os valores de posição e velocidade comandados e medidos pelo sensor da mesa e medido pelo sensor inercial

Percebe-se na Fig. 7 que o ângulo medido pela UMI difere do valor simulado em cerca de dois graus. Esta discrepância é decorrente de desalinhamento mecânico de posicionamento do sensor sobre a mesa, e outros erros sistemáticos típicos do sensor, porém, este erro não interfere no desempenho do controlador, já que o auxílio do radar-altímetro elimina estes efeitos.

Comparando as Figs. 6 e 7, percebe-se o aparecimento de pequenas oscilações logo após 3s, ao se utilizar as medidas da UMI. Este instante de tempo é quando termina a queima do propulsor de aceleração e inicia-se a do cruzeiro, havendo, portanto, uma descontinuidade brusca das forças que agem no míssil, o que gera movimentos rápidos no corpo, demandando respostas também rápidas do sensor e do controlador para manter a estabilidade. Neste momento, portanto, percebe-se claramente, os efeitos da dinâmica do corpo interferindo na resposta do sensor de atitude.

Mesmo com este efeito e outros decorrentes da introdução de erros de posicionamento do sensor sobre a mesa, *offset*, ruídos, atrasos e outros efeitos práticos, o controlador não perde a estabilidade, mantendo a altitude de vôo rasante, para a qual foi projetado.

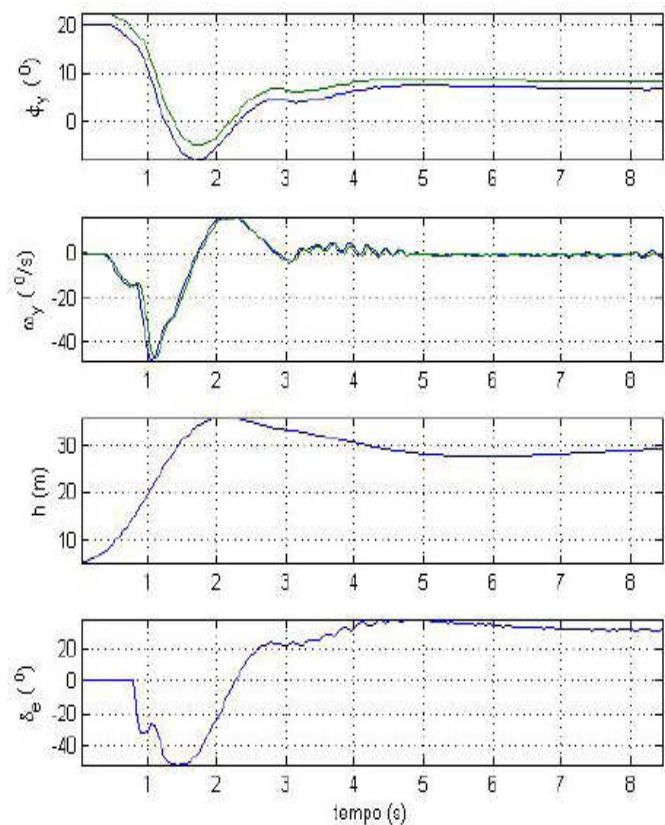


Fig. 7. Resultado da simulação HIL com realimentação dos sinais medidos pelos sensores da mesa.

III. COMENTÁRIOS FINAIS

Apesar das imperfeições intrínsecas dos sensores inerciais de estado sólido (MEMS), a possibilidade de utilizar sensores desta natureza traz inúmeras vantagens como: o baixo custo, pequenas dimensões físicas e reduzida instrumentação adicional para funcionamento, o que justifica a investigação da aplicabilidade de sensores desta natureza em sistemas diversos.

A arquitetura de simulação Hardware-in-the-loop implementada possibilitou uma primeira avaliação da aplicabilidade de sensores inerciais deste tipo em mísseis de médio alcance, além de constatar a eficácia do controlador projetado na rejeição das perturbações decorrentes dos erros de medição.

REFERÊNCIAS

- [1] Thomson, William Tyrrell, *Introduction to Space Dynamics*. Dover Publications Inc., 1986. New York.
- [2] Wilson J. Rugh and Paul B. Jackson, *Analysis of Gain Scheduling for the Three-Loop Autopilot Structure*. Johns Hopkins University, 2007. <http://citeseer.ist.psu.edu/394337.html>. Consultado em 15/jun/2007.
- [3] Coelho, Fernando A. A. (2007), *Modelagem Controle e Simulação Hardware-in-the-loop de um Míssil com Vôo Rasante à Superfície do Mar*, dissertação de mestrado. COPPE-UFRJ. Rio de Janeiro, junho de 2007.