



SPOLM 2008

ISSN 2175-6295

Rio de Janeiro- Brasil, 05 e 06 de agosto de 2008.

AValiação DA INFLUÊNCIA DO SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL EM UM MÍSSIL ANTI-NAVIO

CC(EN) Fernando Antonio Almeida Coelho

Diretoria de Sistema de Armas da Marinha

Praça Barão de Ladário, s/n. Edifício Barão de Ladário. Rio de Janeiro - RJ

feraac@hotmail.com

1T Eng. Carlos Henrique Machado Silva Esteves

Instituto de Aeronáutica e Espaço – Divisão de Sistemas de Defesa

Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Campus do CTA - Vila das Acácias

CEP 12228-904 - São José dos Campos - SP - Brasil

ch.machado.esteves@gmail.com

Resumo

Os mísseis anti-navio de médio e longo alcances modernos utilizam Sistema de Navegação Inercial (SNI) na sua fase de vôo intermediária e detecção do alvo, na fase terminal, por um autodiretor composto de um radar ativo. A probabilidade de o autodiretor localizar o alvo depende, entre outros fatores, da precisão da localização do alvo passadas pelo sistema de lançamento, do método de identificação e rastreamento do alvo implementados pelo autodiretor, e dos erros do SNI. Este último fator é o que tem maior influência nesta probabilidade, pois é o resultado da integração dos erros dos sensores de aceleração e atitude do míssil ao longo de todo o vôo. Este trabalho realiza uma simulação, no plano horizontal, da dinâmica típica de um míssil anti-navio ([1]), dotado de SNI, e avalia, pelo método de Monte Carlo, a influência dos erros dos sensores do SNI e das estratégias de guiamento, na probabilidade de detecção do alvo.

Palavras-Chave: Míssil anti-navio; Simulação Monte Carlo; Navegação Inercial.

Abstract

The modern medium and long range anti-ship missiles use Inertial Navigation System (INS) in its intermediate flight phase, and target detection in terminal phase by an active radar homing-head. Among others factors, the homing-read target detection probability depends on the precision of the localization of the target passed by the launching system, on the implemented method of identification and tracking of the target, and on the errors of the INS. This last factor is what has greater influence in this probability, therefore is the result of the integration of the acceleration and attitude sensors errors throughout all the flight. This paper simulates, in horizontal plan, the typical dynamics of an anti-ship missile ([1]) endowed with INS, and evaluates, by the Monte Carlo Method, the influence of the INS sensors errors and the guidance strategies in the target detection probability.

Keywords: Anti-ship missile, Monte Carlo Simulation, inertial navigation system.

1. INTRODUÇÃO

Apesar da existência dos métodos de navegação por satélite, como o GPS, os Sistemas de Navegação Inercial (SNI) continuam tendo grande importância no guiamento de mísseis de médio e longo alcance, pela questão estratégica da dependência da precisão do GPS, que pode ser alterada de acordo com o interesse do país detentor dessa tecnologia. Assim, mesmo os mísseis de longo alcance modernos (Exocet, Harpoon Block II) que adotam sistemas de navegação por satélite, não abandonaram o SNI, e continuam a utilizá-lo, seja para correção dos erros estacionários do GPS, ou como redundância no método de navegação ([2], [3]).

Para correção dos erros do SNI e da localização do alvo na fase terminal, estes mísseis utilizam um autodiretor composto por um radar ativo, que realiza a busca do alvo dentro de uma região em torno da localização do alvo, informada pelo lançador do míssil no momento do disparo. A probabilidade de o autodiretor localizar o alvo dentro desta região de busca depende, além da dimensão desta região, da precisão da localização do alvo passada pelo sistema de lançamento, do método de filtragem dos ruídos que são captados pelo radar junto com a informação verdadeira do alvo, e dos erros do SNI. Os erros das informações passadas pelo lançador podem ser minimizados pela calibração dos sensores do navio-lançador. Do mesmo modo, a identificação de um alvo de superfície, pelo autodiretor, é facilitada em razão da baixa velocidade e capacidade de manobra deste tipo de alvo, que gera uma alta correlação entre as medidas sucessivas tomadas pelo radar. Assim, o fator externo ao autodiretor que tem a maior influência na probabilidade de localização do alvo é o SNI, e os erros deste sistema são integrados ao longo do vôo, aumentando com o tempo, e são dependentes das manobras e da dinâmica do veículo ([4]), limitando o alcance e as manobras táticas do míssil.

Observa-se, portanto, um compromisso (*trade-off*) entre a qualidade do SNI e o tamanho da região de busca do radar, ou seja, alcance e varredura angular do radar. Assim, para especificar o SNI e o autodiretor de um míssil, é preciso avaliar a influência dos erros dos sensores inerciais (acelerômetros e giroscópios) na probabilidade de localização do alvo pelo autodiretor, levando em conta a dinâmica do míssil e a estratégia de ataque adotada.

Encontram-se na literatura, alguns trabalhos de simulação Monte Carlo de combate que envolvem mísseis, como em [5], [6] e [7]. No entanto, estes trabalhos não incluem em seus modelos a dinâmica dos veículos, tornando questionável a aplicabilidade prática dos resultados.

Este trabalho propõe a utilização de simulação Monte Carlo no cálculo do ECP (Erro Circular Provável) da localização estimada do alvo, considerando a dinâmica do míssil no plano transversal, com guiamento tipo comando para linha de visada estabelecendo pontos de interceptação (*way points*), baseado em um sistema de navegação inercial tipo strapdown. Conhecido o ECP, é possível dimensionar a janela de busca do autodiretor (intervalo de confiança), em função da probabilidade de localização do alvo especificada.

2. MODELAGEM DO MÍSSIL

O míssil considerado neste estudo possui as dimensões físicas típicas de um míssil superfície-superfície ([1]). A Figura 1 mostra um desenho esquemático, com estas dimensões. A massa foi considerada constante e igual a 850kg, e os coeficientes aerodinâmicos e

momentos de inércia são os mesmos calculados em [1].

Quatro empenas, localizadas à ré, movem-se independentemente para realizar o governo do míssil nos seis graus de liberdade. A propulsão é composta de dois estágios de motor foguete a propelente sólido, um de aceleração e um de cruzeiro. O míssil navega inercialmente, em vôo rasante à superfície do mar auxiliado por um radar-altímetro, passando por pontos de interceptação intermediários, conhecidos como *way points*, até uma área próxima do alvo, quando aciona seu radar para iniciar a busca e perseguição do alvo.

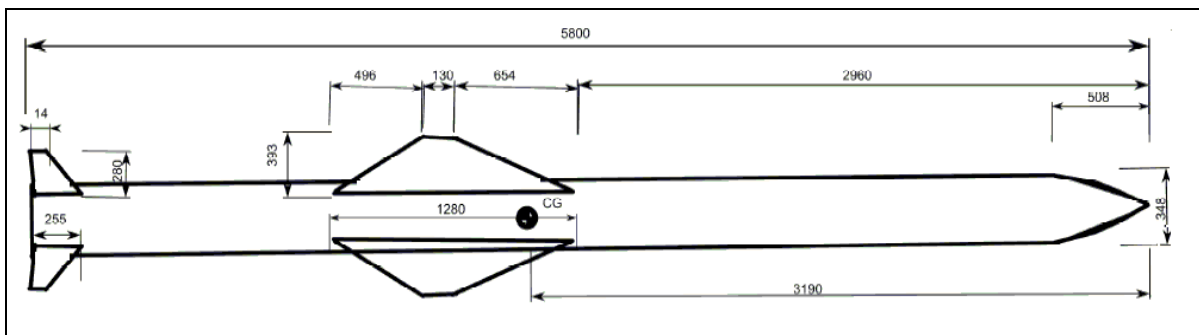


Figura 1 – Desenho esquemático com as dimensões do míssil em milímetros

Uma trajetória típica do míssil está mostrada na Figura 2 **Erro! Fonte de referência não encontrada.** Nela o míssil é acelerado por 3s por um primeiro estágio propulsor, até atingir a velocidade de cruzeiro, cerca de MACH 0,9. O alvo está a um ângulo de marcação de 30° , em relação ao lançador, e o míssil mantém este ângulo durante cerca de 0,8s, tempo necessário para o míssil atingir velocidade suficiente para as forças aerodinâmicas começarem a fazer efeito. Após 3 segundos um estágio propulsor de cruzeiro fornece empuxo suficiente para vencer o arrasto aerodinâmico e manter a velocidade praticamente constante. O míssil segue inicialmente até o ponto de interceptação, definido antes do lançamento, (15.000m, 5.000m) e depois ruma em direção ao alvo. A uma distância de 15km do alvo, o autodiretor é acionado, e realiza a busca do alvo dentro de uma janela que é um semi-arco de anel, com ângulo de abertura 36° , raio externo igual a 23km e raio do interno igual 7km, centrados na posição do míssil. A posição estimada do alvo é o centro desta janela de busca.

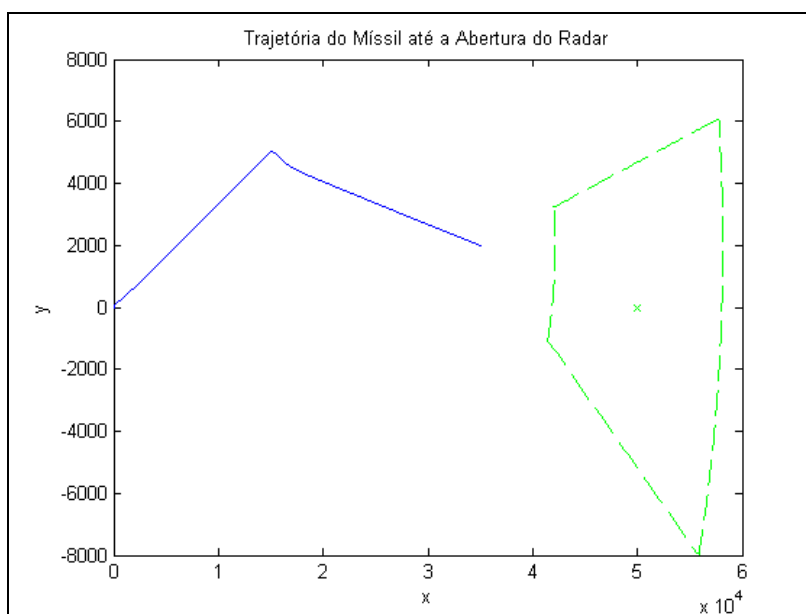


Figura 2 – Trajetória típica do míssil.

2.1. DINÂMICA

O míssil deste estudo tem sua navegação no plano vertical auxiliada por radar-altímetro, de modo que os erros do SNI são reduzidos em altitude. Assim, as simulações deste trabalho levam em conta apenas a dinâmica no plano horizontal, de modo que as equações da dinâmica, com as variáveis velocidade e forças referenciadas ao triedro do míssil, resumem-se a ([1])

$$m(v_x - v_y\omega_z) = F_x \quad (1)$$

$$m(v_y + v_x\omega_z) = F_y \quad (2)$$

$$I_z\omega_z = M_z \quad (3)$$

$$\dot{\phi}_z = \omega_z \quad (4)$$

$$\dot{x} = v_x\cos(\phi_z) + v_y\sin(\phi_z) \quad (5)$$

$$\dot{y} = v_x\sin(\phi_z) - v_y\cos(\phi_z) \quad (6)$$

- Onde: - m, I_z – massa e momento de inércia em torno da vertical do míssil;
- v_x, v_y – velocidade linear na direção longitudinal e lateral ao míssil, respectivamente;
- ω_z – velocidade angular em torno do eixo vertical ao míssil;
- F_x, F_y – forças externas (aerodinâmicas e de propulsão), agindo na longitudinal e na lateral do míssil, respectivamente;
- M_z – torque aerodinâmico, agindo em torno do eixo vertical do míssil.
- x, y – posição do míssil no sistema de coordenadas cartesianas, com o eixo x centrado no lançador e apontando para o alvo, e o eixo y perpendicular àquele; e
- ϕ_z – ângulo de atitude do míssil.

Desde que os ângulos de ataque aerodinâmicos sejam suficientemente pequenos, as forças aerodinâmicas podem ser modeladas linearmente, então, as forças externas são modeladas como ([1])

$$F_x = F_P - F_D + F_E\beta \quad (7)$$

$$F_y = (F_D\beta + F_E) \quad (8)$$

$$M_z = (C_{M\beta}\beta + C_{M\delta}\delta)qc_{ref}S_{ref} \quad (9)$$

- Onde: - F_P – empuxo fornecido pelo propulsor, que é considerado alinhado ao eixo longitudinal do míssil;
- F_D, F_E – forças aerodinâmicas de arrasto e de escorregamento lateral, respectivamente, explicitadas nas Equações (10) e (11);
- β, δ – ângulo de escorregamento aerodinâmico e ângulo equivalente das superfícies de controle lateral, respectivamente;
- M_z – torque aerodinâmico, agindo em torno do eixo vertical do míssil;
- $C_{M\beta}, C_{M\delta}$ – derivadas dos coeficientes de momento aerodinâmico em função de β e δ ;
- q – pressão dinâmica; e
- S_{ref}, c_{ref} – superfície e corda de referência respectivamente.

A forças aerodinâmicas, por sua vez são dadas por

$$F_D = (C_{D0} + C_{DI\beta}\beta^2 + C_{DI\delta}\delta^2)qS_{ref} \quad (10)$$

$$F_E = (C_\beta\beta + C_{DI\delta}\delta)qS_{ref} \quad (11)$$

- Onde: - C_{D0} – coeficiente de arrasto aerodinâmico mínimo;
- $C_{DI\beta}$, $C_{DI\delta}$ – derivadas dos coeficientes de arrasto induzido em função dos ângulos β e δ ; e
- C_β , – derivada do coeficiente de escorregamento aerodinâmico.

2.2. NAVEGAÇÃO E GUIAMENTO

O sistema de navegação inercial é do tipo *strapdown*, composto por um sensor de velocidade angular, giroscópio, e dois acelerômetros posicionados nas direções longitudinal e lateral do míssil. As medidas tomadas destes sensores são modeladas pelas seguintes equações:

$$\hat{a} = (1 + K_a)a_{real} + B_a + w_a \quad (12)$$

$$\hat{\omega} = (1 + K_\omega)\omega_{real} + B_\omega + w_\omega \quad (13)$$

Onde: - \hat{a} , $\hat{\omega}$ – aceleração linear e velocidade angular medidas pelos sensores, respectivamente;

- a_{real} , ω_{real} – aceleração linear e velocidade angular reais no eixo dos sensores;
- K_a , K_ω – erro de fator de escala dos sensores;
- B_a , B_ω – viés ou *bias* (erro sistemático) dos sensores; e
- w_a , w_ω – ruído dos sensores, modelados com distribuição de probabilidade normal com média zero.

O SNI obtém a estimativa do ângulo de atitude do míssil integrando a medida obtida do giroscópio, obtendo

$$\hat{\phi} = (1 + K_\omega)\phi_{real} + B_\omega t + \int w_\omega dt \quad (14)$$

Desta equação, percebem-se três tipos de erro de naturezas distintas: o erro do fator de escala, K_ω , gera erros dependentes das manobras; o viés, B_ω , gera erros dependentes do tempo; e o ruído, w_ω , gera um erro de atitude estocástico, conhecido como “*random walk*” ([8]).

De modo semelhante, as acelerações medidas fornecem estimativas das velocidades, expressas no triedro do míssil. Estas velocidades e atitude estimadas são utilizadas pelo SNI para realizar a transformação para o sistema de coordenadas cartesianas (referencial inercial), a partir das Equações (5) e (6). Após esta transformação, as velocidades são integradas para obter as coordenadas da posição estimada, \hat{x} e \hat{y} .

As medidas obtidas do SNI são utilizadas pelo sistema de guiamento, para conduzir o míssil até uma distância pré-estabelecida do alvo, seguindo uma trajetória pré-definida pelo sistema tático de lançamento. A Figura 3 mostra um diagrama de blocos que ilustra este procedimento, além de apresentar o sistema de controle, que constitui numa realimentação de estados com os ganhos obtidos via LQR (*linear quadratic regulator*). A referência do controlador é o ângulo de atitude do míssil, ϕ_{REF} . Este ângulo é calculado pelo sistema de controle em função da posição atual do míssil e dos pontos de interceptação, x_i e y_i , *way points*, pré-definidos pelo sistema tático antes do lançamento. Por definição, o último ponto de interceptação são as coordenadas do alvo, x_a , y_a . Nas simulações foi utilizado apenas um ponto de interceptação, além das coordenadas do alvo.

A Figura 3 também mostra um sistema de decisão, que verifica se a distância alvo-míssil, D_{a-m} , é igual à distância para ativação do radar do autodiretor, D_x .

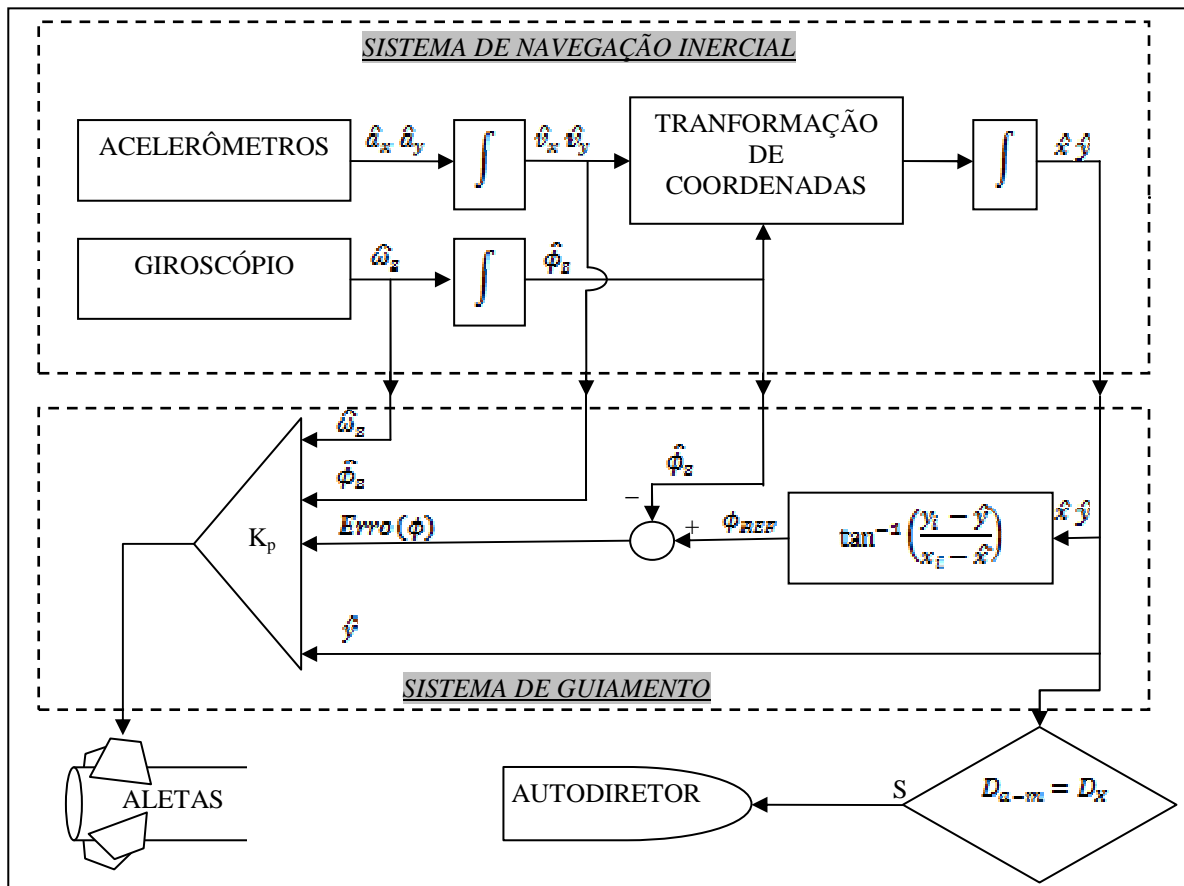


Figura 3 – Diagrama de blocos do SNI e do sistema de controle.

3. SIMULAÇÃO MONTE CARLO

Dependendo da distância e da atitude do míssil em relação à linha de visada do alvo no momento do lançamento (ângulo de marcação), bem como do ponto de interceptação estabelecido, velocidade, aceleração do alvo e outros fatores, a cinemática de ataque do míssil irá se alterar, obedecendo à sua dinâmica e seu modo de guiamento. A cinemática do míssil, por sua vez, irá interferir nos erros acumulados pelo SNI, conforme mostrado na Equação (14). Assim, precisa-se avaliar a probabilidade de encontrar o alvo dentro da janela de busca, em função dos diversos cenários táticos possíveis, e identificar a influência da qualidade dos sensores do SNI nesta probabilidade.

Neste trabalho, foram considerados dois casos, o caso típico e o caso geral, e para cada um deles, dois SNI foram testados. Para cada teste, 1.000 histórias foram simuladas, obtendo-se a média e desvio padrão do erro da posição e da atitude estimados do míssil, e do erro da posição estimada do alvo. Além disso, a probabilidade de encontrar o alvo, dada uma janela como a descrita na Seção 2, e o ECP da posição estimada do alvo foram calculados.

A dinâmica e o controle do míssil foram implementados no Simulink, utilizando os dados físicos do míssil proposto. Um programa escrito em Matlab calculava os dados da simulação e realizava a chamada do simulador. Os resultados eram armazenados em vetores para os cálculos das estatísticas ao final de 1.000 lançamentos (histórias).

3.1. SENSORES INERCIAIS

Dois tipos de SNI foram testados neste trabalho. Para o SNI I foram considerados os valores de um sensor inercial de qualidade típica utilizados em mísseis de médio alcance ([8]). No SNI II, foram considerados acelerômetros e giroscópio de estado sólido, de baixo custo, a saber, o acelerômetro da unidade de medidas inerciais 3DM-GX1 ([4]), e o giroscópio ARS-E332-2A ([9]).

Os erros considerados foram o fator de escala K , o viés B , e um ruído gaussiano de média zero e desvio padrão R_w , escolhido como uma porcentagem de B . Os valores de K e B foram amostrados na simulação a cada história, considerando-se uma distribuição normal de média zero e desvio padrão igual aos valores máximos dados em [4], [8] e [9], conforme mostrado na Tabela 1.

Tabela 1 – Parâmetros dos Sensores Inerciais

	SNI I		SNI II	
	Acelerômetros	Giroscópio	Acelerômetros	Giroscópio
K	0,05%	0,05%	0,2%	1%
B	$10^{-3}g$	$10^\circ/h$	$10^{-2}g$	$72^\circ/h$
R_w	10% de B	10% de B	10% de B	100% de B

4. RESULTADOS

4.1. CASO TÍPICO

O caso típico considerado para os testes foi com o alvo na posição (50.000; 0), o ângulo de lançamento do míssil de 30° e o *way point* definido em (15.000; 5.000). A velocidade e aceleração do alvo foram consideradas desprezíveis.

Esses valores foram escolhidos por respeitarem com folga os limites de manobrabilidade estabelecidos para um míssil de médio alcance, e por possibilitar uma interceptação do alvo em ângulo consideravelmente diferente da linha de visada, de modo que o ângulo de marcação na chegada do míssil não denuncie a posição do navio lançador.

4.1.1. Sistema de Navegação Inercial I

A Figura 4 mostra um exemplo de trajetória para o caso típico utilizando o SNI I, enquanto a Tabela 2 mostra as estatísticas obtidas após simular 1.000 histórias.

Tabela 2 – Resultados do Caso Típico para o SNI I

	Média	Desvio Padrão
Erro da Posição Estimada do Míssil	119m	72m
Erro da Atitude Estimada do Míssil	$0,26^\circ$	$0,20^\circ$
Erro da Posição Estimada do Alvo	176m	113m
Probabilidade de Encontrar o Alvo	100%	
ECP do Alvo	154m	

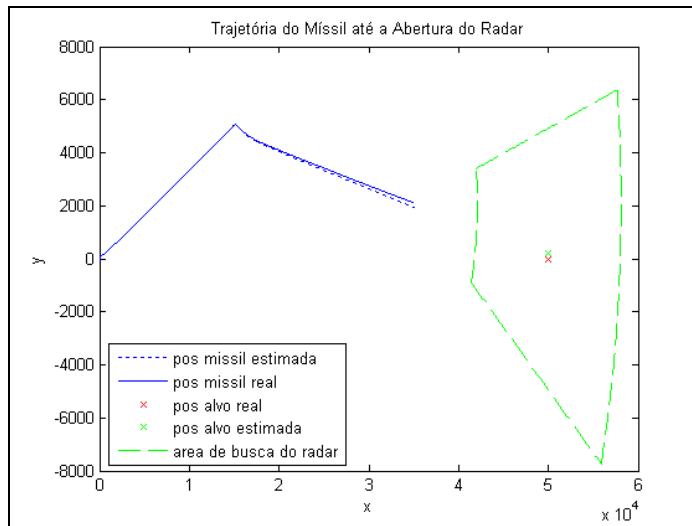


Figura 4 – Exemplo de Trajetória para o Caso Típico e SNI I

4.1.2. Sistema de Navegação Inercial II

A Figura 5 mostra um exemplo de trajetória para o caso típico utilizando o SNI I, enquanto a Tabela 3 mostra as estatísticas obtidas após simular 1.000 histórias.

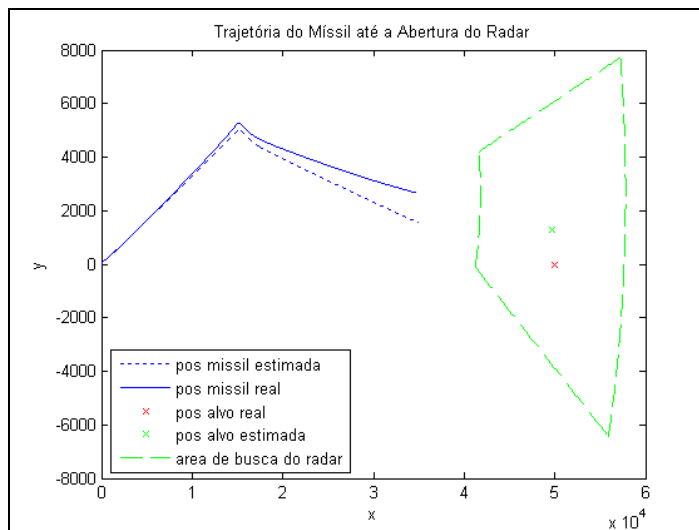


Figura 5 – Exemplo de Trajetória para o Caso Típico e SNI II

Tabela 3 – Resultados do Caso Típico para o SNI II

	Média	Desvio Padrão
Erro da Posição Estimada do Míssil	1.102m	656m
Erro da Atitude Estimada do Míssil	2,0°	1,6°
Erro da Posição Estimada do Alvo	1.476m	876m
Probabilidade de Encontrar o Alvo	99.9%	
ECP do Alvo	1.355m	

4.2. CASO GERAL

Para o caso geral, considerou-se uma variação aleatória no ângulo de lançamento do míssil e na definição do *way point*, simulando um conjunto de missões possíveis. A posição do alvo é a mesma utilizada nas simulações do caso típico, e a obtenção dos parâmetros de erro dos sensores também.

O valor do ângulo do lançamento foi amostrado segundo uma distribuição uniforme entre -60° e 60° . A posição do *way point* foi amostrada de uma distribuição uniforme entre 10.000 e 20.000 em x , e uma distribuição uniforme entre -10.000 e 10.000 em y , no mesmo sentido do ângulo de lançamento.

4.2.1. Sistema de Navegação Inercial I

A Figura 6 mostra a posição estimada do alvo para cada história, e a posição real do alvo é mostrada como um círculo vermelho. A Tabela 4 mostra as estatísticas obtidas após as 1.000 simulações.

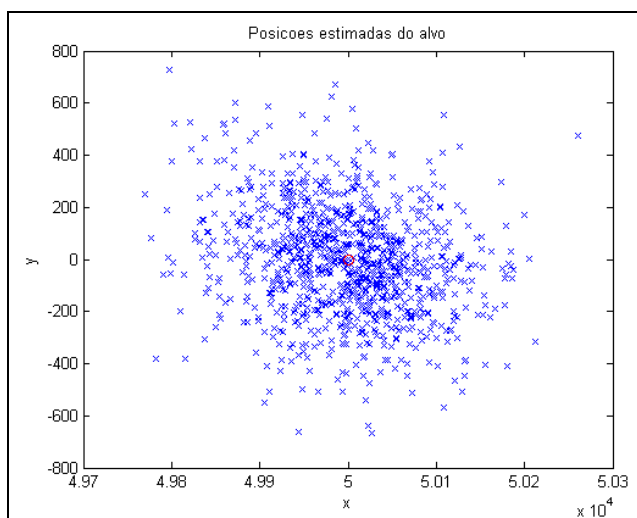


Figura 6 – Posições Estimadas para o Alvo no Caso Geral para o SNI I

Tabela 4 – Resultados do Caso Geral para o SNI I

	Média	Desvio Padrão
Erro da Posição Estimada do Míssil	130m	80m
Erro da Atitude Estimada do Míssil	0,27°	0,21°
Erro da Posição Estimada do Alvo	187m	123m
Probabilidade de Encontrar o Alvo	100%	
ECP do Alvo	160m	

4.2.2. Sistema de Navegação Inercial II

A Figura 7 mostra a posição estimada do alvo para cada história, e a posição real do alvo é mostrada como um círculo vermelho. A Tabela 5 mostra as estatísticas obtidas após as 1.000 simulações.

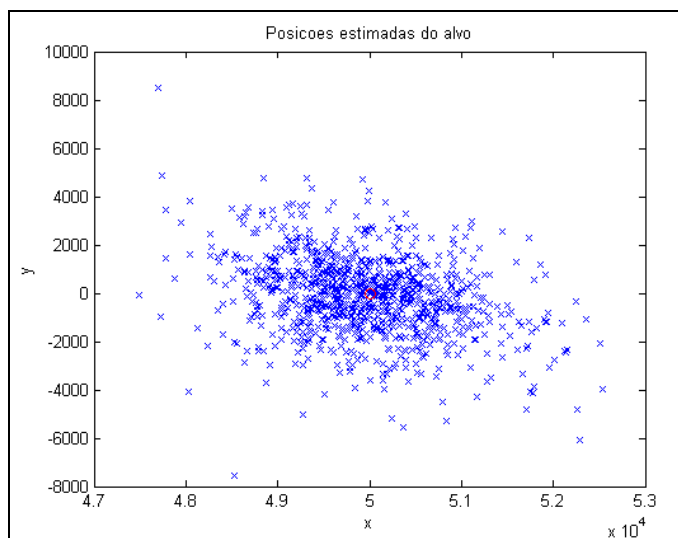


Figura 7 – Posições Estimadas para o Alvo no Caso Geral para o SNI II

Tabela 5 – Resultados do Caso Geral para o SNI II

	Média	Desvio Padrão
Erro da Posição Estimada do Míssil	1.152m	784m
Erro da Atitude Estimada do Míssil	2,0°	1,7°
Erro da Posição Estimada do Alvo	1.505m	1.040m
Probabilidade de Encontrar o Alvo	98,5%	
ECP do Alvo	1.260m	

5. CONCLUSÃO E CONSIDERAÇÕES FINAIS

Para comparar efetivamente os resultados, a Tabela 6 exibe o erro circular provável e a probabilidade de encontrar o alvo para os casos estudados.

Tabela 6 – Comparação entre Resultados

	ECP	Probabilidade de Encontrar o Alvo
Caso Típico – SNI I	154m	100%
Caso Geral – SNI I	160m	100%
Caso Típico – SNI II	1.355m	99,9%
Caso Geral – SNI II	1.260m	98,5%

Os valores dos parâmetros dos erros do SNI são significativamente mais influentes na precisão da localização do alvo do que o quadro tático e o guiamento, já que a definição aleatória da trajetória (no caso geral) causa apenas uma pequena diferença nos resultados. É importante observar que a trajetória foi escolhida aleatoriamente, mas sempre dentro das especificações de manobrabilidade de um míssil anti-navio de médio alcance típico.

Comparando os resultados para os dois SNI, percebe-se que o uso de sensores de baixo custo aumenta consideravelmente o erro na posição estimada do alvo, exigindo uma maior região de busca do radar. Com a região de busca do radar utilizada neste trabalho, o alvo ainda é encontrado na grande maioria das vezes (98,5% no pior caso).

Acredita-se que o tamanho da região de busca utilizado neste trabalho seja semelhante ao utilizado por mísseis reais, donde conclui-se que se poderia aplicar um SNI de menor qualidade (e custo) sem perdas significativas na probabilidade de localização do alvo,

desde que o radar atenda aos requisitos de busca propostos na simulação.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] 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.
- [2] MBDA-Systems (2008), 'Exocet MM40 Block 3 – future generation long range anti-ship missile system', www.mbda-systems.com. Consultado em 10/mai/2008.
- [3] Boeing (2008). 'Harpoon Block II Backgrounder', www.boeing.com/defense-space/missiles/harpoon/docs/HarpoonBlockIIBackgrounder.pdf. Consultado em 10/mai/2008.
- [4] MicroStrain (2008), '3DM-GX1 Specifications', www.microstrain.com/3dm-gx1.aspx, Consultado em 10/mai/2008.
- [5] R. E. Shannon, *Systems Simulation: The Art and Science*. pág. 287-295, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1975. Condensado de: R. E. Shannon, *Air Defense Engagement Duel-Model I*. UARI Report No. 53, University of Alabama Research Institute, Huntsville, Alabama, setembro, 1968.
- [6] W. J. Vieira; A. Prati, Simulação Monte Carlo de Combate Aeronave-Defesa Antiaérea. Anais do I Simpósio de Pesquisa Operacional e II Simpósio de Logística da Marinha, EGN/CASNAV, Rio de Janeiro, RJ, 1997.
- [7] W. J. Vieira; A. Prati, Simulação Monte Carlo de Combate entre Múltiplas Aeronaves e Defesa Antiaérea. Anais do II Simpósio de Pesquisa Operacional e III Simpósio de Logística da Marinha, EGN/CASNAV, Rio de Janeiro, RJ, 1998.
- [8] Lawrence, A (1998). *Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control*, 2nd. Edition, Springer-Verlag New York Incorporation.
- [9] Watson-Ind. (2008), 'Triaxial Angular Rate Sensor – ARS-E332-A', www.watson-gyro.com/files/rate_gyro_ARS-E332-2A_spec.pdf. Consultado em 10/mai/2008.