

Influência da Forma da Área de Busca do Autodiretor de um Míssil Antinavio na Probabilidade de Detecção do Alvo, em Função dos Erros de Navegação

CC(EN) Fernando A. A. Coelho¹, 1T Eng. Carlos Henrique Machado Silva Esteves², e Wilson J. Vieira³

¹DSAM-MB, Praça Barão de Ladário, s/n. Edifício Barão de Ladário, Rio de Janeiro, RJ; ²ASD-IAE, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Campus do CTA, São José dos Campos, SP; e ³IEAv/CTA, Rodovia dos Tamoios, km 5,5, São José dos Campos, SP

Resumo — Os mísseis antinavio modernos utilizam, em sua fase de vôo intermediária, um Sistema de Navegação Inercial (SNI) e, na sua fase terminal, um autodiretor composto por um radar ativo que realiza a busca do alvo dentro de uma região em torno de sua localização provável. A probabilidade do autodiretor localizar o alvo depende da dimensão desta região e dos erros do SNI. De modo que se observa um compromisso entre a qualidade do SNI e o tamanho da região de busca do radar. Este trabalho realiza a simulação da dinâmica do míssil no plano transversal para avaliar a influência da variação da forma da área de busca do autodiretor na probabilidade de detecção do alvo.

Palavras-chaves — Míssil antinavio; Simulação Monte Carlo; Navegação Inercial; autodiretor; janela de busca.

I. INTRODUÇÃO

O problema da influência dos erros dos sensores de um Sistema de Navegação Inercial (SNI) na probabilidade de detecção do alvo pelo autodiretor foi investigado em [1]. Naquele trabalho os autores concluíram ser possível aplicar sensores inerciais de baixo custo em mísseis de médio alcance, sem perda significativa da probabilidade de detecção do alvo, desde que a janela de busca do autodiretor seja suficientemente grande. As limitações da aplicabilidade de sensores de baixo custo em função da redução das dimensões da janela de busca, entretanto, não foram investigadas.

Neste trabalho, pretende-se dar continuidade a esta investigação, utilizando o mesmo modelo dinâmico aplicado naquele trabalho para o míssil antinavio, originalmente deduzido em [2].

Uma trajetória típica do míssil está mostrada na Fig. 1. 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.

Fernando A. A. Coelho, feraac@hotmail.com, Carlos H. Machado S. Esteves, ch.machado.esteves@gmail.com, Wilson J. Vieira, wilsonjw@ieav.cta.br, Tel. +55-12-3947-5505.

Após 3 segundos um estágio propulsor de cruzeiro passa a fornecer empuxo suficiente para vencer o arrasto aerodinâmico e manter a velocidade praticamente constante. O míssil segue inicialmente até o ponto de interceptação (*way-point*), definido antes do lançamento, e depois ruma em direção ao alvo. A uma certa distância do alvo, o radar do autodiretor é acionado, e realiza a busca do alvo dentro de uma área (janela de busca) que é um semi-arco de anel, conforme mostra a figura.

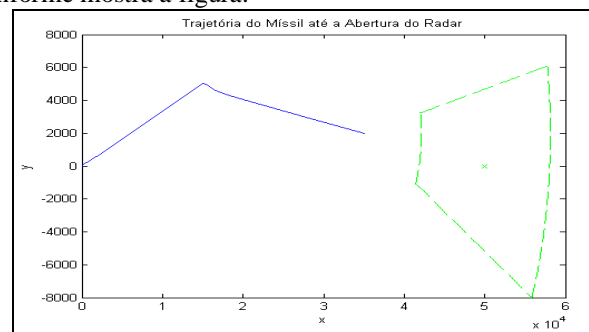


Fig. 1. Trajetória típica do míssil. Eixo logitudinal, X é a linha de visada do alvo, eixo lateral Y é o desvio da linha de visada, com medidas em metros.

Alguns mísseis podem adotar áreas de busca circulares, ou outra geometria qualquer, porém a definição desta janela de busca em função de ângulo de largura ($\Delta\theta$), profundidade (ΔD) e distância de emissão (DEM), torna fácil a referência com características clássicas de radares como abertura angular, discriminação em distância e alcance. A Fig. 2 define estes parâmetros geométricos.

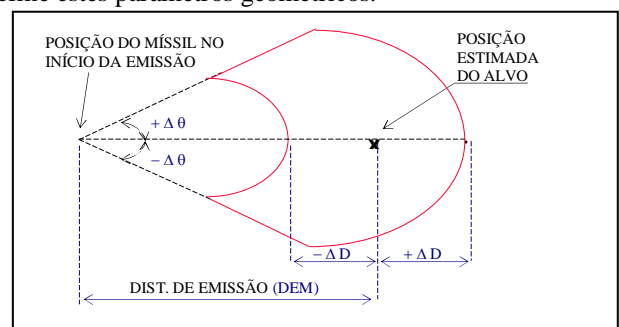


Fig. 2. Janela de busca

II. MODELAGEM

A. 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 em (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.

As forças aerodinâmicas, por sua vez são dadas por

$$F_D = (C_{D0} + C_{D1\beta}\beta^2 + C_{D1\delta}\delta^2)qS_{ref} \quad (10)$$

$$F_E = (C_{\beta}\beta + C_{D1\delta}\delta)qS_{ref} \quad (11)$$

Onde:

- C_{D0} – coeficiente de arrasto aerodinâmico mínimo;
- $C_{D1\beta}, C_{D1\delta}$ – derivadas dos coeficientes de arrasto induzido em função dos ângulos β e δ ; e
- C_{β} – derivada do coeficiente de escorregamento aerodinâmico.

B. Navegação e Guiamento

O sistema de navegação inercial é do tipo *strapdown*, composto por um sensor de velocidade angular, girômetro, 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.

As equações (12) e (13) devem ser integradas para estimar a posição e atitude ao míssil. Percebe-se, portanto, três tipos de erro de naturezas distintas: o erro do fator de escala, K , gera erros dependentes das manobras; o viés, B , gera erros dependentes do tempo; e o ruído, w , gera um erro de atitude estocástico, conhecido como “*random walk*” [3].

As medidas obtidas do SNI são utilizadas pelo sistema de guiamento, para conduzir o míssil até a distância de emissão (DEM), seguindo uma trajetória pré-definida pelo sistema tático de lançamento. A Fig. 3 mostra um diagrama de blocos que ilustra este procedimento, além de apresentar o sistema de controle, que se 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 Fig. 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, DEM.

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 [3]. No SNI II, foram considerados acelerômetros e girômetros de estado sólido, de baixo custo, a saber, o acelerômetro da unidade de medidas inerciais 3DM-GX1 [4], e o girômetro ARS-E332-2A [5].

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 da simulação Monte Carlo, considerando-se uma distribuição normal de média zero e desvio padrão igual aos valores máximos dados em [3], [4] e [5], conforme mostrado na Tabela I.

C. 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, a cinemática de ataque do míssil irá se alterar, obedecendo à sua dinâmica e seu modo de guiamento. A dinâmica do míssil, por sua vez, irá interferir nos erros acumulados pelo SNI. 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 dimensão da janela de busca nesta probabilidade.

TABELA I – PARÂMETROS DOS SENSORES INERCIAIS

	SNI I		SNI II	
	Acel	Giro	Acel	Giro
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

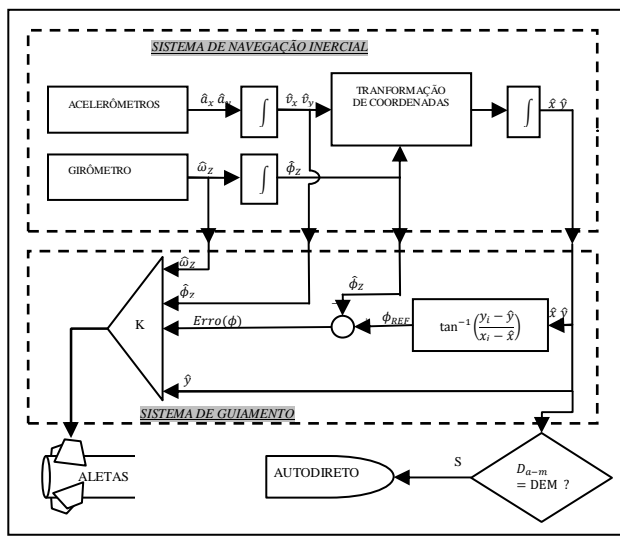


Fig. 3. Diagrama de blocos do SNI e do Sistema de Guiamento

Neste trabalho, a dinâmica e o controle do míssil foram implementados no Simulink, utilizando os dados físicos do míssil proposto. Um programa escrito em MatLab sorteia os dados da simulação e realiza a chamada do simulador. A cada simulação de lançamento do míssil, os parâmetros do sistema inercial são sorteados segundo uma distribuição Gaussiana, levando em conta os desvios-padrão de um dos SNI apresentados na Tabela I. O cenário tático também é sorteado aleatoriamente ao se utilizar uma distribuição uniforme para o ângulo de lançamento do míssil e para o way-point. O valor do ângulo foi amostrado entre $\pm 60^{\circ}$, e o way-point entre 10km e 20km em x , e entre ± 10 km em y , no mesmo sentido do ângulo de lançamento. A distância do alvo é fixa em 50km. A Fig. 4 mostra o resultado típico de um lançamento com sistema de navegação do tipo II.

A posição e atitude do míssil, resultantes de cada simulação, são armazenadas em vetores para os cálculos das estatísticas ao final de mil lançamentos (histórias). Contando os casos em que o alvo é encontrado dentro de uma determinada janela de busca e dividindo pelo número de histórias obtém-se a probabilidade de detecção do alvo.

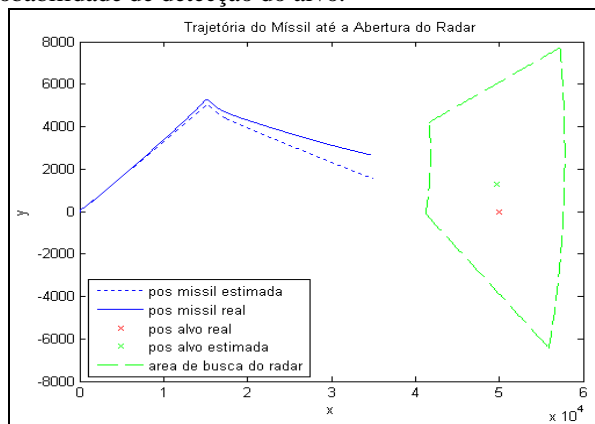


Fig. 4. Exemplo de trajetória do míssil navegando com erros no SNI

III. RESULTADOS

Foram considerados três valores distintos para cada um dos três parâmetros da janela de busca (DEM, ΔD e $\Delta \theta$), resultando em 27 combinações possíveis. Os valores considerados estão apresentados na Tabela II.

TABELA II – PARÂMETROS DA JANELA DE BUSCA

	DEM (m)	ΔD (m)	$\Delta \theta$ ($^{\circ}$)
PEQUENO (P)	5.000	± 1.500	± 6
MÉDIO (M)	10.000	± 3.000	± 12
GRANDE (G)	15.000	± 4.000	± 18

A. Sistema de Navegação Inercial I

As Figs. 5, 6 e 7 mostram as mil posições estimadas para o alvo quando DEM é grande, médio e pequeno respectivamente. A Fig. 5 também mostra uma janela em torno da posição verdadeira do alvo, quando a profundidade e a largura da janela são pequenas. Já as Figs. 6 e 7 mostram três janelas para valores de largura e profundidade P, M e G, simultaneamente. O leitor deve perceber que as janelas destas Figs. não são as janelas de busca, pois a busca é realizada em torno da posição estimada do alvo, e não da posição real. Entretanto, a partir da análise delas é possível investigar os efeitos da alteração dos parâmetros na probabilidade de detecção do alvo.

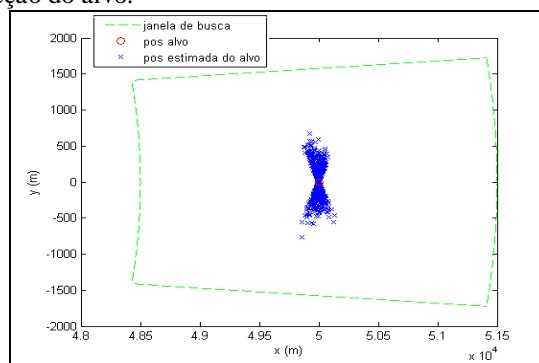


Fig. 5. Posições estimadas do alvo, e janela de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI I com DEM grande

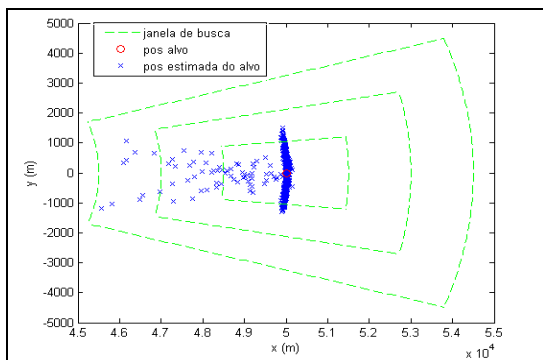


Fig. 6. Posições estimadas do alvo, e janelas de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI I com DEM médio

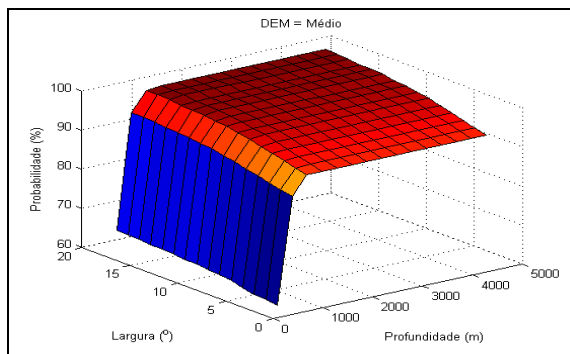


Fig. 9. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é médio, para o SNI I

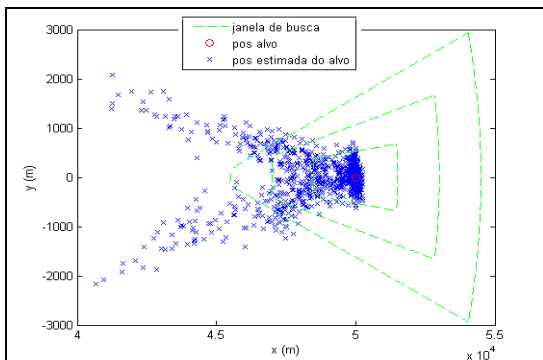


Fig. 7. Posições estimadas do alvo, e janelas de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI I com DEM pequeno

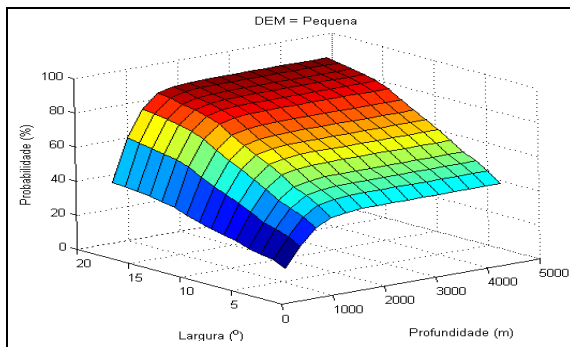


Fig. 10. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é pequeno, para o SNI I

Observa-se, claramente, que a dispersão da estimativa dos alvos aumenta com a redução de DEM. Isto se deve ao fato de o míssil ter que navegar inercialmente mais tempo quando DEM é pequeno, acumulando por mais tempo os erros do SNI. Este efeito é equivalente a aumentar a distância do alvo no mesmo valor, mantendo a DEM constante. Assim, espera-se uma dispersão semelhante quando DEM=15km, e o alvo está a 65km de distância do ponto de lançamento do míssil.

As Figs. 8, 9 e 10 apresentam os gráficos de variação da probabilidade de detecção em função da largura e da profundidade da janela de busca, para as três distâncias de emissão simuladas. Percebe-se que há um valor limite mínimo para a profundidade, abaixo do qual a probabilidade cai bruscamente. Este limite é mais alto à medida que DEM torna-se menor. Nos exemplos simulados este limite está na ordem dos 1.000m. Obedecido este limite mínimo de profundidade, a variação da largura influencia em maiores proporções na probabilidade de detecção que as variações na profundidade.

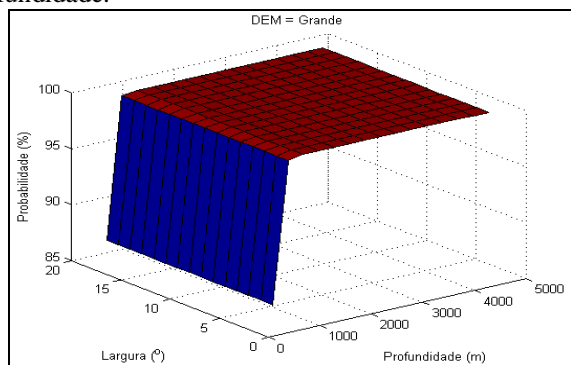


Fig. 8. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é grande, para o SNI I

B. Sistema de Navegação Inercial II

As Figs. 11 a 16 apresentam gráficos semelhantes obtidos a partir de mil histórias simuladas com um SNI de baixo custo. Analisando-os percebe-se que a dispersão é bem mais intensa com este sistema de navegação (como era de se esperar), e à medida que DEM diminui (ou distância do alvo aumenta), a dispersão toma níveis críticos, a ponto de a probabilidade de detecção cair de 99,2% para 68,2% com a mesma largura e profundidade da janela (ambos grandes). Observa-se também que, desde que o alvo não se encontre além desta distância crítica, reduções na profundidade da janela não causam grande perda na probabilidade de detecção do alvo, conforme pode ser visto das Figs 14 e 15.

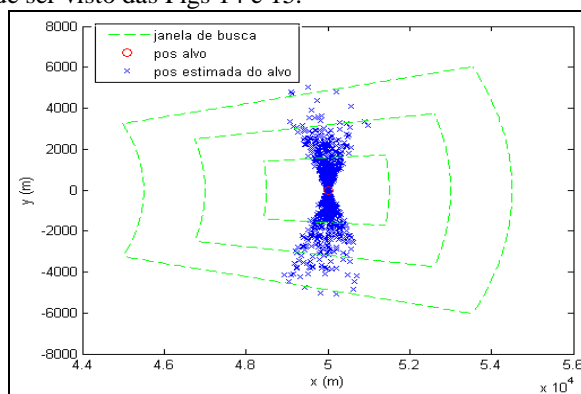


Fig. 11. Posições estimadas do alvo, e janelas de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI II com DEM grande

Vê-se também, que o limiar de profundidade observado com o SNI I não é evidente no sistema inercial de baixo custo, porém variações neste valor são mais críticas para a detecção

que variações na profundidade da janela, que é o oposto ao verificado com o SNI I.

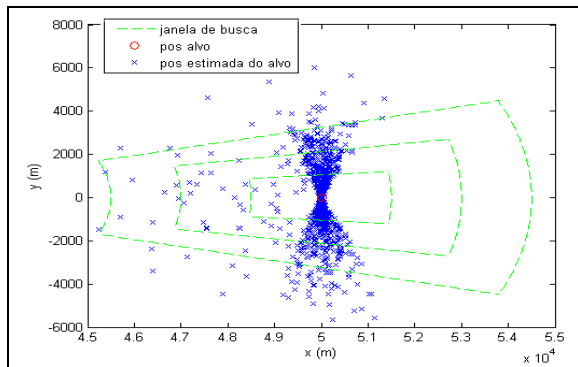


Fig. 12. Posições estimadas do alvo, e janelas de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI II com DEM médio

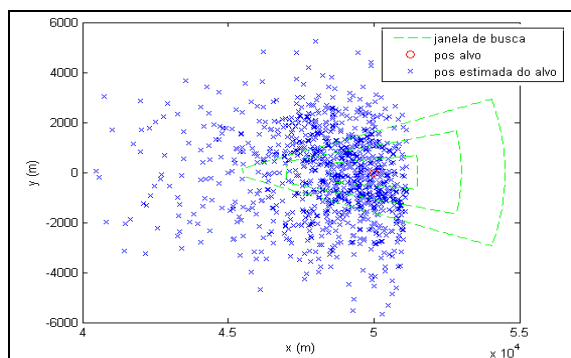


Fig. 13. Posições estimadas do alvo, e janelas de busca em torno da posição verdadeira do alvo, para SNI II com DEM pequeno

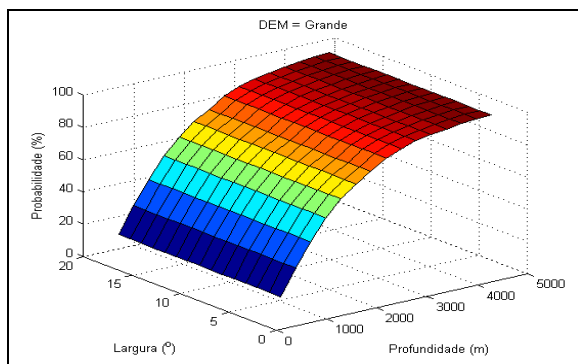


Fig. 14. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é grande, para o SNI II

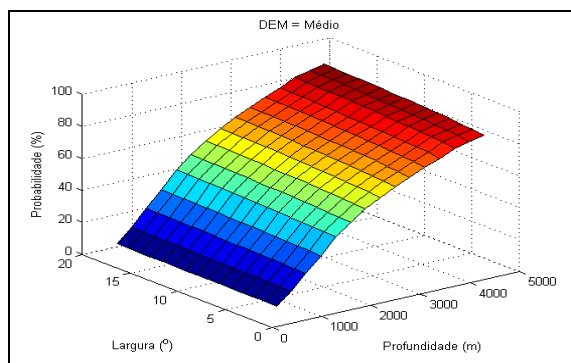


Fig. 15. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é médio, para o SNI II

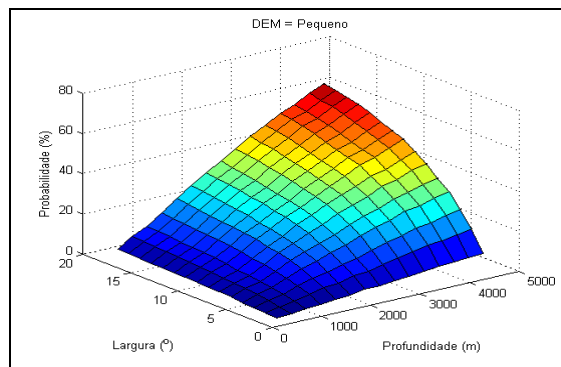


Fig. 16. Variação da probabilidade em função da largura e profundidade da janela de busca quando DEM é pequeno, para o SNI II

IV. CONCLUSÃO

A metodologia empregada permite tirar as seguintes conclusões:

- Há um alcance crítico diferente para cada SNI, a partir do qual a probabilidade de detecção do alvo é muito deteriorada, de modo que, o quanto antes o míssil puder iniciar a busca para corrigir os erros de navegação, maior será a probabilidade de acerto. Uma técnica possível de ser empregada é fazer uma busca intermediária do alvo para correção da navegação, depois voltar ao silêncio radar, visando realizar o ataque da maneira mais furtiva possível.
- Se o alcance crítico não for ultrapassado, como observado com o SNI I, a profundidade da janela apresenta um limiar crítico, abaixo do qual a probabilidade de detecção cai bruscamente.
- Se os limiares de alcance e a profundidade são respeitados, estes parâmetros passam a ter pouco efeito na detecção, enquanto que reduções na largura da janela geram grandes perdas na probabilidade de detecção.
- Já se os limites são ultrapassados (SNI II), variações na largura passam a ser menos significativas e o fator preponderante para a detecção passa a ser a profundidade da janela.

A possibilidade de utilizar SNI de estado sólido e baixo custo em mísseis de médio e longo alcances, já identificada em [1], foi confirmada com este trabalho, desde que o limite no alcance do SNI possa ser compensado com o alcance maior do radar do autodiretor. Nas simulações deste trabalho, a probabilidade de detecção de 100%, para o SNI I, caiu para 99,2% ou 93,7%, com alvos a 50 ou 55km distantes do lançador, respectivamente.

REFERÊNCIAS

- Coelho, F. A. A. e Esteves, C. H. M. S., "Simulação Monte Carlo para Avaliação da Influência dos Erros do SNI de um Míssil Antinavio na Probabilidade de Detecção do Alvo", em Anais do XI Simpósio de Pesquisa Operacional e Logística da Marinha, CASNAV, Rio de Janeiro, agosto/2008.
- Coelho, Fernando A. A., *Modelagem Controle e Simulação Hardware-in-the-loop de um Míssil com Vão Rasante à Superfície do Mar*, dissertação de mestrado, PEE-COPPE-UFRJ, Rio de Janeiro, junho/2007.
- Lawrence, A., *Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control*, 2nd. Edition, Springer-Verlag New York Incorporation, 1998.
- MicroStrain, '3DM-GX1 Specifications', disponível em www.microstrain.com/3dm-gx1.aspx, visitado em 10/mai/2008.
- Watson-Ind., 'Triaxial Angular Rate Sensor – ARS-E332-A', disponível em www.watson-gyro.com/files/rate_gyro_ARS-E332-2A_spec.pdf, visitado em 10/mai/2008.