



Guerra Eletrônica e Sensoriamento Remoto: Análise e Predição de Assinaturas de Alvos Militares

A Influência da RCS Dinâmica na Probabilidade de Detecção de uma Aeronave de Combate

The Influence of Dynamic RCS on the Probability of Detection of a Combat Aircraft

Newton Adriano dos Santos Gomes¹, Thiago de Souza Mansur Pereira² e André Marques Peixoto³¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil²Ghent University, Ghent/East Flanders – Bélgica³Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV), São José dos Campos/SP – Brasil

Article Info

Article History:

Received	27 April	2022
Revised	21 July	2022
Accepted	10 August	2022
Available online	31 August	2022

Palavras Chave:

Seção Reta Radar
Furtividade Radar
Probabilidade de Detecção

Keywords:

Radar Cross Section
Radar Stealth
Detection Probability

E-mail addresses:

newtonsg@ita.br (N.A.S. Gomes),
thgmansur@gmail.com
(T.S.M. Pereira),
peixotoamp@fab.mil.br
(A.M. Peixoto).

Resumo

Esse trabalho apresenta um estudo do comportamento da incursão de uma aeronave A-1 AMX, na configuração de reconhecimento aéreo, em um ambiente cujas ameaças são radares de rastreamento na Banda L (1 a 2 GHz), estudando o efeito da RCS dinâmica quando iluminado por esse radar, utilizando trajetórias previamente definidas no intuito de conhecer e buscar uma melhor condição situacional de furtividade nesse ambiente, mesmo sabendo que a aeronave empregada não foi projetada para possuir características *stealth*, baseado na busca das trajetórias que permitam uma menor probabilidade de detecção.

Abstract

This work presents a study of the incursion behavior of an A-1 AMX aircraft, in the aerial reconnaissance configuration, in an environment whose threats are tracking radars in the L Band (1 to 2 GHz), studying the effect of the dynamic RCS when illuminated by this radar, using previously defined trajectories in order to know and seek a better situational condition of stealth in this environment, even knowing that the aircraft used was not designed to have stealth characteristics, based on the search for trajectories that allow a lower probability of detection.

I. INTRODUÇÃO

A evolução dos combates, em conflitos de pequena e grande escala, foi acompanhada de mudanças em todos os níveis tecnológicos, permitindo um crescente aumento da complexidade dos sistemas utilizados para esse fim, implicando em um grande aumento de valor agregado, tanto dos próprios armamentos e equipamentos utilizados quanto dos recursos humanos que lhes operam, em que pese o seu nível de formação e conhecimentos adquiridos.

Tal fato causou uma grande mudança no pensamento e na estratégia empregada, principalmente no ambiente aéreo dos conflitos, tornando a capacidade de sobrevivência de uma tripulação e de sua aeronave tão importantes quanto e, em algumas situações, até mais do que o cumprimento do objetivo da missão.

No cenário atual de combate, a grande quantidade de ameaças existentes e suas mais diversas formas de operação e alcances efetivos levam a aeronave à exposição por diferentes ângulos azimutais e de elevação, fazendo com que ocorra uma variação da RCS (*Radar Cross Section*) de acordo com o sistema de mísseis ou radares de busca aos quais se expõe, como por exemplo os radares *KB Vostok E*

<https://doi.org/10.55972/spectrum.v23i1.379>

de fabricação russa, que operam na frequência de 125 MHz [1].

Na Fig. 1 pode-se observar algumas ameaças antiaéreas com os seus ângulos de engajamento em um sistema terra-ar que utiliza radares nas bandas L, S e X.

Avaliando esse ambiente eletromagnético, com vistas a melhorar as capacidades de cumprimento da missão e sobrevivência em combate, esse trabalho objetivou apresentar uma das possibilidades de evitar os meios de detecção e vigilância do espaço aéreo inimigo, atualmente baseado na utilização de radares nas mais diversas frequências, principalmente na banda L que normalmente são os primeiros a serem empregados em uma defesa aérea, com progressivamente maiores capacidades de resolução e de alcance, bem como sistemas que diminuem sua rastreabilidade por meio de técnicas do tipo LPI (*Low Probability of Interception*).

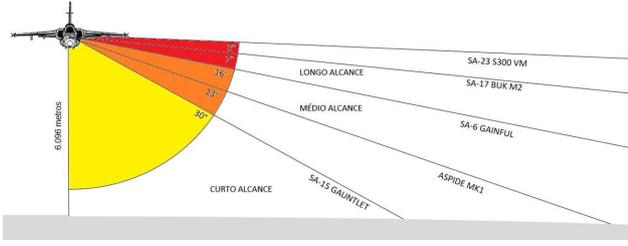


Fig. 1. Razão de aspecto da visualização de prováveis ameaças anti-aéreas e seus ângulos de engajamento [2].

II. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A. Equação Radar e Detectividade

O radar é baseado na transmissão e recepção de ondas eletromagnéticas para detecção e estimativa de distância, azimute e velocidade relativa. Possuem antenas direcionais que transmitem sinais em um certo volume de espaço em busca de alvos os quais refletirão as ondas eletromagnéticas emitidas em função da sua geometria, do material do qual são construídos, dos ângulos e da frequência da onda incidente.

Radares do tipo pulsado são capazes de estimar a distância provável baseado no tempo de retorno do eco. Contudo, devido às condições ambientais do meio de propagação, no que diz respeito, por exemplo, a umidade, níveis de impureza no ar, e salinidade, poderá haver uma distorção da onda eletromagnética, que por sua vez irá acarretar um valor incorreto da previsão de distância do alvo. Os cálculos realizados nesse trabalho desconsideram essas variabilidades, de modo que as perdas por propagação serão nulas.

O alcance de um determinado alvo é definido pela equação radar (1)[3], a qual determina a máxima distância que um radar é capaz de detectar certo alvo, onde P_t é a potência do transmissor, G é o ganho da antena, λ representa o comprimento de onda, P_r a potência mínima que sensibiliza o receptor e σ a seção reta radar do alvo.

$$R_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 P_r}} \quad (1)$$

O retorno desse sinal terá que competir, no processo de detecção, com uma quantidade significativa de ruído, o qual se apresenta de forma aleatória, presente em todas as frequências. Avaliando o ruído térmico na entrada do receptor do radar por (2), onde k_B representa a constante de Boltzmann ($1,38 \times 10^{-23}$ J/K), T_s é a temperatura de ruído e B_n a largura de banda do receptor. Considerando que $P_r = S_i$, sendo S_i o sinal de entrada do receptor do radar, teremos uma relação sinal-ruído na entrada e saída do receptor, definida por $(SNR)_i = S_i / N_i$ e $(SNR)_o = S_o / N_o$, respectivamente

$$N_i = k_B T_s B_n \quad (2)$$

$$F = \frac{(SNR)_i}{(SNR)_o} = \frac{(S_i / N_i)}{(S_o / N_o)} \quad (3)$$

A fidelidade do sistema radar é definida por uma figura de mérito conhecida como figura de ruído F , definido por (3). Substituindo (2) em (3), teremos (4).

$$S_i = k_B T_s B_n F (SNR)_o \quad (4)$$

Utilizando a equação do alcance radar (1) e substituindo a variável S_i (4), obtém-se uma equação que descreve a relação sinal-ruído na saída do receptor para um alvo a uma distância R , de modo que para um determinado σ o receptor terá um SNR , no receptor, para cada distância R específica do alvo.

$$(SNR)_o = \frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 k_B T_s B_n F R^4} \quad (5)$$

Considerando que o receptor possui um diagrama de bloco conforme a Fig. 2, observa-se que o sinal $V(t)$ representa o sinal detectado no receptor radar originado da antena, em função do tempo, o qual entrará no detector de envelope bem como em um filtro passa-baixa, e na sequência passará por um circuito limitador conhecido por detector de *threshold* que definirá qual sinal de eco radar é realmente válido.

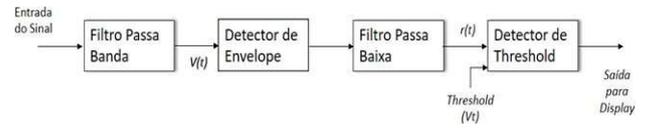


Fig. 2. Diagrama de blocos do sistema de detecção.

Observando a Fig. 3 onde é representado o sinal e o ruído detectado pelo receptor, conforme descrito na Fig. 2, haverá quatro eventos singulares que caracterizarão esses dados recebidos. O primeiro deles é quando o sinal de retorno em conjunto com o ruído ultrapassa o nível de *threshold* definido pelo detector, sendo considerado detecção, identificado com o número 1 na Fig. 3. A segunda condição é quando o ruído por si só ultrapassa o nível de *threshold* do detector, sendo considerado um falso alarme, identificado com o número 2. A terceira condição é quando o sinal combinado com o ruído não ultrapassa o nível de *threshold*, sendo considerado alvo perdido, identificado com o número 3 e a quarta condição é quando o ruído apenas está abaixo do nível de *threshold*, sem alvo e sem ocorrência de falso alarme, sendo considerado sem detecção, identificado com o número 4. Essas condições estão sintetizadas e apresentadas na Fig. 4.

O desempenho do processador de sinal radar, com limiar de detecção fixo e integração de pulsos, é expresso pela probabilidade de detecção P_d (6).

$$P_d = K_m \left(\frac{K_m^{-1} (P_{fa}, 2N_p) - 2(N_p - n_e)}{\left(\frac{N_p}{n_e} \right) (SNR) + 1}, 2n_e \right) \quad (6)$$

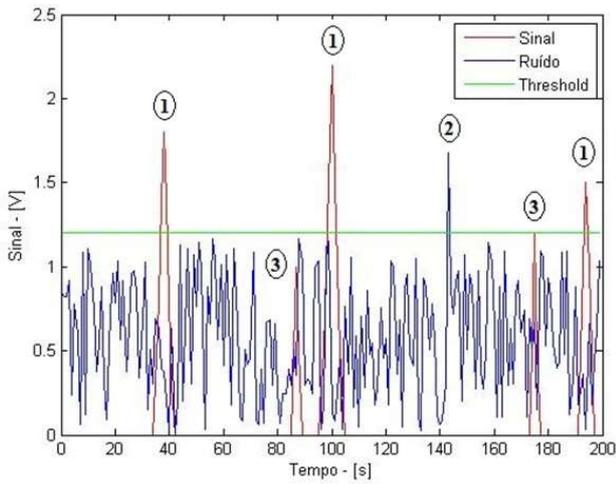


Fig. 3. Apresentação, no tempo, do sinal recebido, do ruído e do nível de *threshold*.

	Acima do Threshold	Abaixo do Threshold
Alvo Presente	Detecção (1)	Alvo Perdido (3)
Apenas Ruído	Falso Alarme (2)	Sem Detecção (4)

Fig. 4. Classificação dos eventos ocorridos na aquisição temporal no receptor.

O *SNR* representa a relação sinal-ruído disponível para detecção, P_{fa} a probabilidade de falso alarme tolerada, N_p o número de pulsos integrados na sucessão de varreduras da antena do radar e n_e o número de amostras de eco estatisticamente independentes, com funções auxiliares K_m (7) e K_m^{-1} (8), sendo (9) a função gama incompleta.

$$K_m(x, d) = 1 - \Gamma\left(\frac{x}{2}, \frac{d}{2}\right) \quad (7)$$

$$K_m^{-1}(p, d) = 2\Gamma^{-1}\left(1 - p, \frac{d}{2}\right) \quad (8)$$

$$\Gamma(x, a) = \frac{1}{\Gamma(a)} \int_0^x e^{-t} t^{a-1} dt \quad (9)$$

III. MODELAGEM ESTÁTICA DO RCS

No estudo do RCS foi utilizado a aeronave A-1 AMX que corresponde a um caça de ataque tático subsônico utilizado pela Força Aérea Brasileira. Neste trabalho foi empregado um modelo em CAD, em escala real, com a configuração de cargas externas lisa, com as seguintes dimensões: 13,57 m de comprimento, 8,87 m de envergadura e 4,57 m de altura.

Na modelagem computacional foi utilizado o software FEKO 7.0 da empresa Altair. Os cálculos realizados utilizaram o método assintótico *Physical Optics* com discretizações de $\lambda/8$ [4]. Foi utilizado um hardware Intel XEON CPU E5-2697 com dois processadores de 2.7 GHz e 24 núcleos com memória RAM de 256 Gb.

No intuito de analisar as condições em que se deseja estudar os efeitos geométricos da estrutura da aeronave em relação as ondas eletromagnéticas, foi utilizado um condutor perfeito - PEC (*Perfect Electric Conductor*) como material metálico que reveste toda a aeronave.

No processo de definição da modelagem do RCS foram admitidas duas possibilidades: uma frontal e uma lateral. A configuração do posicionamento da aeronave está disposta conforme a Fig. 5, considerando o centro da fuselagem no eixo x o qual corresponde a referência de azimute com o ângulo ϕ tendo uma variação de 0° a 360° . O eixo z normal ao plano azimutal que corresponde a referência de elevação com o ângulo θ tendo uma variação de 0° a 180° . O feixe eletromagnético dos pulsos emitidos pelo radar terá uma combinação de azimute e elevação em relação a aeronave, apresentado em coordenadas esféricas.

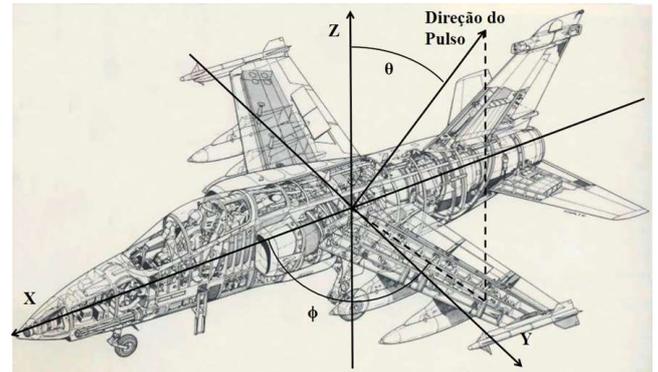


Fig. 5. Eixos de direção do feixe de propagação da onda eletromagnética do radar em relação à aeronave A-1.

Na condição frontal foi estabelecido que o feixe dos pulsos eletromagnéticos variariam $0^\circ < \phi < 10^\circ$ e $350^\circ < \phi < 360^\circ$ com $90^\circ < \theta < 150^\circ$. Na condição de emissão lateral teremos $9^\circ < \phi < 171^\circ$ com $90^\circ < \theta < 107^\circ$. As definições de angulação estão relacionadas com o volume de varredura que a antena do radar de busca possui operando na Banda L. Assim, pode-se simular o comportamento do espalhamento das ondas na superfície da aeronave e obter esse efeito através do campo elétrico espalhado \vec{E}_s que retorna ao radar, conforme (10).

$$\sigma [m^2] = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \cdot \frac{|\vec{E}_s|^2}{|\vec{E}_i|^2} \quad (10)$$

Na Fig. 6 apresenta-se o resultado da simulação frontal que levou um tempo computacional de 20 h e 23 min. Na Fig. 7 apresenta-se a simulação lateral que foi concluída em 39 h e 29 min. Nas duas condições de simulação adotou-se a frequência do radar em 1,27 GHz. Conforme as Figs. 6 e 7 observa-se que para cada ϕ e θ há um conjunto de setas vermelhas e azuis. As setas azuis representam o Vetor de *Poynting* e as vermelhas a polarização do campo elétrico, que no caso é vertical.

O resultado do RCS é obtido de forma geométrica, onde é possível observar que frontalmente e lateralmente existem combinações angulares que proporcionam menor intensidade de ondas refletidas, no caso, menores RCS.

Esses dados podem ser expressos em forma de gráficos onde é apresentada a RCS em função de ϕ ou de θ . Na Fig. 8 obtemos a RCS, em dBsm, em função de θ e na Fig. 9 a RCS em função de ϕ .

Foi calculado o RCS médio que é apresentado nas Fig. 8 e 9, tendo um valor de -2,14 dBsm para o RCS frontal e 6,27 dBsm para o lateral. Os valores de RCS estático e de média serão utilizados para os cálculos de SNR e de probabilidade de detecção na seção V.

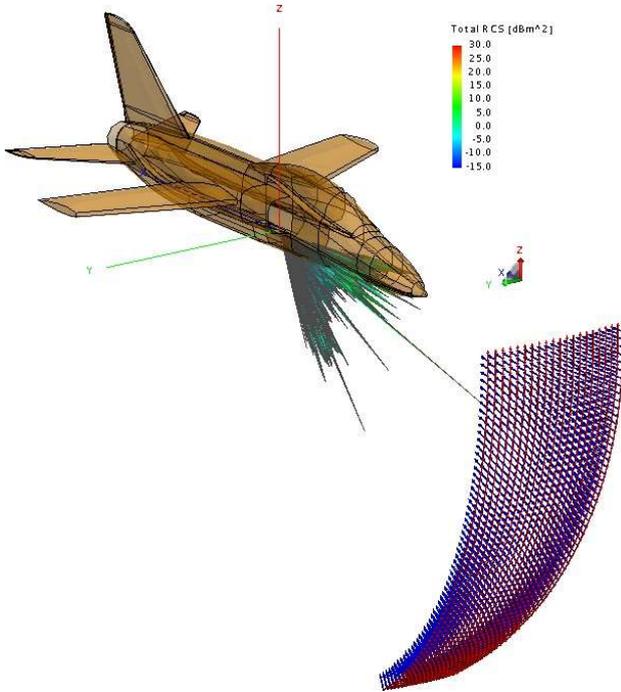


Fig. 6. Modelagem e resultados 3D do RCS estático na condição frontal.

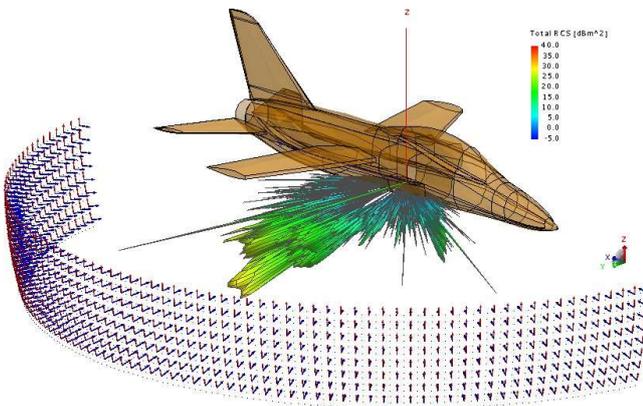


Fig. 7. Modelagem e resultado 3D do RCS estático na condição lateral.

A aeronave A-1, mesmo não tendo sido projetada para ser uma aeronave furtiva, apresenta determinados ângulos de aspecto pelos quais é possível obter uma característica de furtividade, conforme se depreende com os dados obtidos da simulação.

IV. MODELAGEM DINÂMICA DO RCS

Considerando que a aeronave realiza uma determinada trajetória no intuito de cumprir um conjunto de missões e baseado nos dados obtidos das simulações de RCS estático, seção III, ficou evidenciado que, no planejamento da missão, se a aeronave A-1 tiver uma trajetória de voo na direção do radar é possível se beneficiar das características de um baixo RCS quando é realizado um tráfego num ambiente eletromagnético de radares de busca na Banda L.

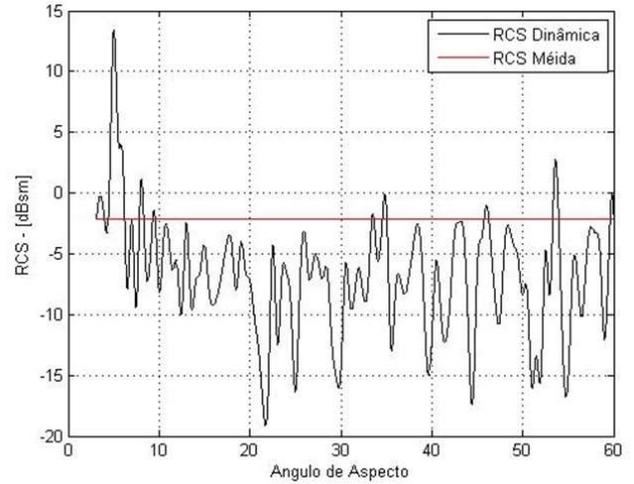


Fig. 8. Resultado da simulação da RCS na posição frontal com variação do ângulo de aspecto θ .

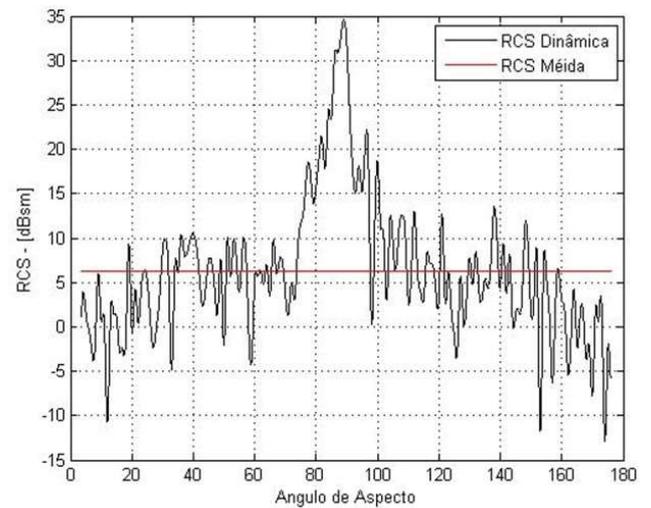


Fig. 9. Resultado da simulação da RCS na posição lateral com variação do ângulo de aspecto ϕ .

Uma condição importante é que o RCS, numa trajetória, para uma aeronave em voo, em uma determinada frequência, possui valores que variam em ϕ e θ , desta forma, nunca se terá realmente um valor fixo de RCS devido à geometria complexa do alvo. Essa variabilidade impactará na relação sinal-ruído disponível no receptor do radar, modificando a probabilidade de detecção em função da posição da aeronave [5].

No intuito de analisar essa questão, foram simuladas 4 rotas possíveis. As primeiras 3 rotas tem uma trajetória na direção do radar, sendo que em altitudes distintas, no caso, 3.000 ft (914,4 m), 10.000 ft (3.048,0 m) e 20.000 ft (6.096 m), respectivamente, considerando a posição inicial da aeronave a uma distância de 60 NM (111.120,0 m) do radar o qual se encontra na origem do gráfico, Fig. 10.

A 4ª rota foi planejada como uma passagem lateral ao radar a uma altura de 300 ft (91,44 m), tendo um afastamento inicial de 80 NM (148.160,0 m) e se deslocando na direção x do plano cartesiano, considerando o radar na posição (0,0,0), Fig. 11.

Em todas as condições de voo, a aeronave se deslocará a uma velocidade de 420 kt (777,84 km/h). Essas modelagens foram realizadas no software MATLAB com base nos dados extraídos da simulação de RCS estático. Da combinação desses 4 casos será possível avaliar a influência da trajetória como possibilidade de emprego furtivo da aeronave.

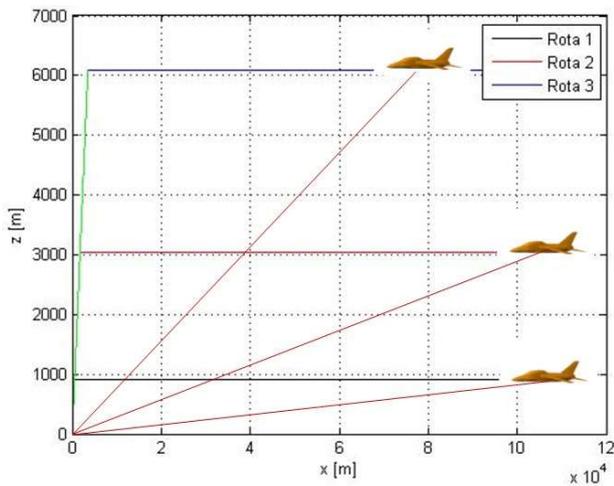


Fig. 10. Definição das rotas 1, 2 e 3 no planejamento de trajetória da aeronave A-1.

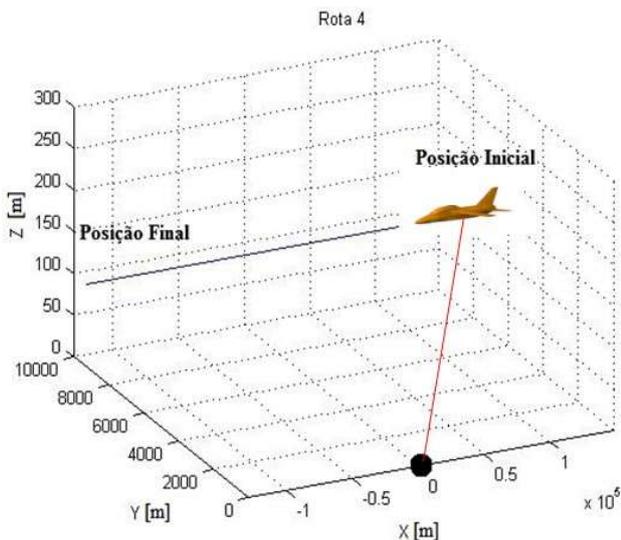


Fig. 11. Definição da rota 4 no planejamento de trajetória da aeronave A-1.

Nas rotas 1, 2 e 3, a aeronave terá uma trajetória com um $\phi = 0^\circ$ e uma variação de θ . Na rota 4, como a altitude é bem pequena, será considerado que $\theta = 90^\circ$ e uma variação de ϕ .

Em cada condição de rota foi calculado o RCS dinâmico que está representado nas Fig. 12, 13, 14 e 15. Avaliando os dados obtidos, observa-se uma flutuação da RCS em função da posição.

Tal flutuação tem um valor de máximo que varia com a rota escolhida. No caso das rotas 1, 2 e 3, isso se deve ao efeito das entradas de ar do motor, pois é formada uma cavidade eletromagnética que intensificará a reflexão das ondas de radar [6].

Na rota 4, o ponto de máximo ocorre quando a aeronave estiver perpendicular ao feixe da onda eletromagnética do radar.

V. ANÁLISE DAS MODELAGENS E SIMULAÇÕES

Tendo por base os resultados das RCS dinâmicas das rotas 1, 2, 3 e 4, calculou-se a respectiva SNR no sistema radar e a probabilidade de detecção pulso a pulso, utilizando caso de *Swerling V*, ou seja, RCS definida em valor exato para aquele determinado pulso.

Mesmo o RCS sendo variável e se comportando com valores aleatórios durante o voo, o caso de *Swerling V* foi utilizado de forma a desenvolver uma metodologia de estimativa de probabilidade de detecção que pode ser empregado para outras aeronaves, tendo como base uma RCS dinâmica de uma outra aeronave em estudo.

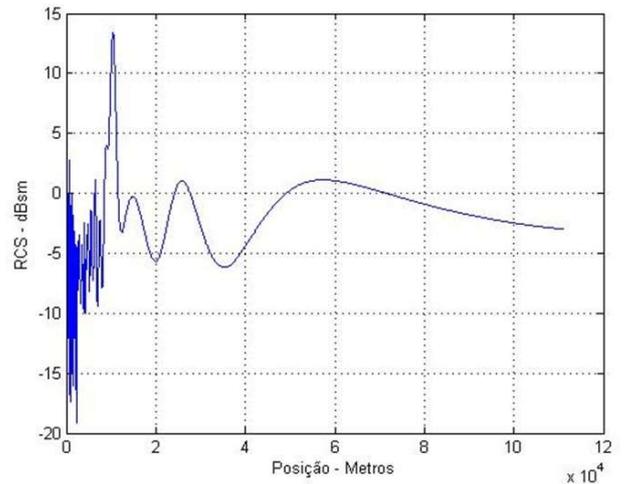


Fig. 12. RCS dinâmica para a rota 1.

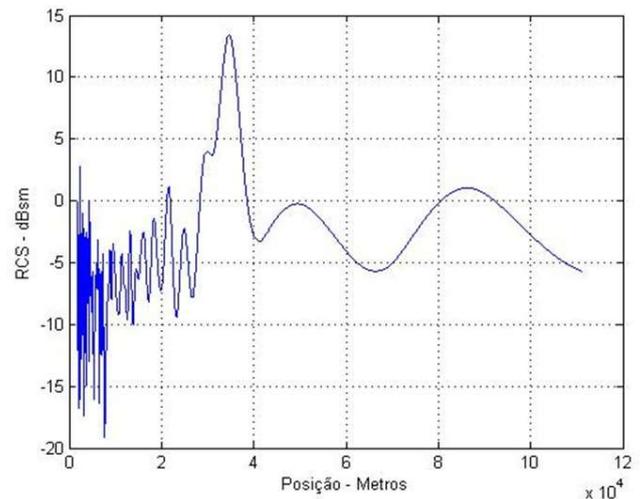


Fig. 13. RCS dinâmica para a rota 2.

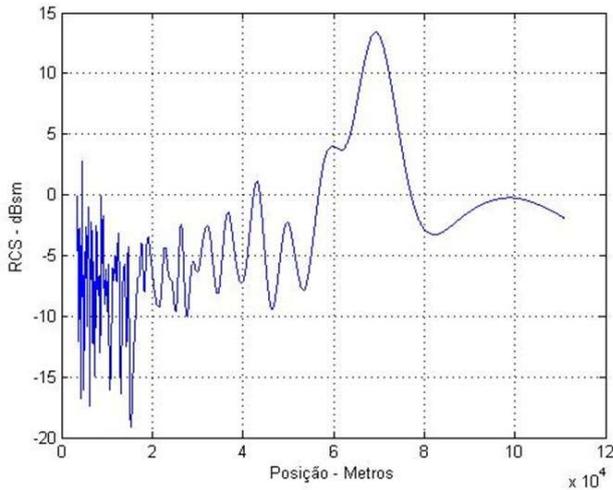


Fig. 14. RCS dinâmica para a rota 3.

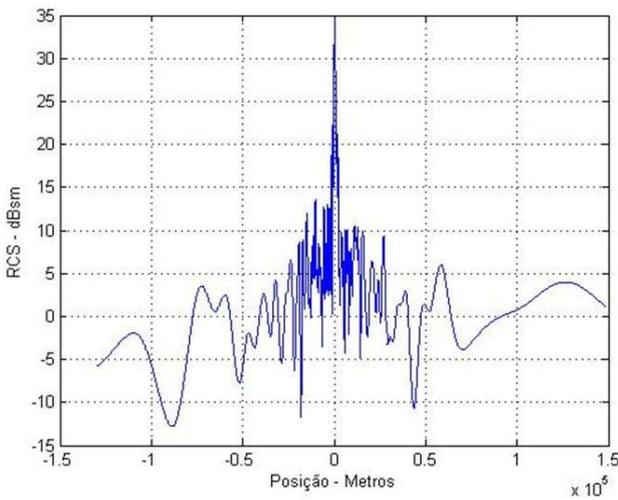


Fig. 15. RCS dinâmica para a rota 4.

Nas rotas 1, 2 e 3 a P_d , que são observados os dados apresentados nas Fig. 16, 17 e 18, tanto nas condições de RCS dinâmica como de média, a aeronave é teoricamente indetectável em distâncias superiores a 54 NM (100 km). Na rota 4, utilizando a RCS dinâmica, analisando a passagem de cruzamento na perpendicular com o radar, a aeronave passa a ser detectável quando está a 81 NM (150 km) e deixa de ser detectada após 37.8 NM (70 km), assim para evitar a detecção a passagem deve ser superior a 81 NM. Se utilizarmos a RCS média da rota 4, é mantida a distância de 81 NM para início da detecção, mas para deixar de ser detectado, a respectiva distância aumenta para 81 NM, o que é desfavorável para a aeronave.

Na rota 4 teremos um efeito de diminuição das distâncias em comparação da RCS dinâmica com a média. Isso se deve a grande variação do RCS com o ângulo de aspecto no setor lateral da aeronave criando um efeito de compressão na P_d .

Observando as rotas frontais, há uma variação em torno de 5.3 NM (10 km) entre os valores de P_d para RCS dinâmica e de média. Essa diferença mostra que usando a RCS dinâmica a aeronave é detectada a uma distância maior do que utilizando a RCS média.

Essa diferença pode ter uma significância operacional dependendo do tipo de armamento, ou posicionamento do objetivo a ser atingido, podendo influenciar na decisão, durante o planejamento, de prosseguir ou não em uma missão.

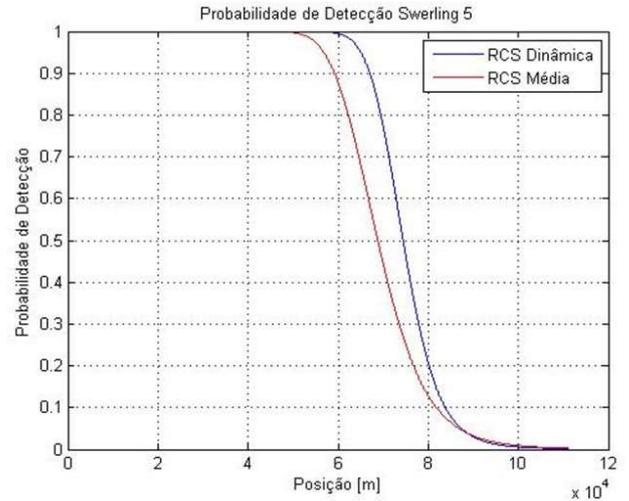


Fig. 16. Probabilidade de detecção da aeronave A-1 na rota 1.

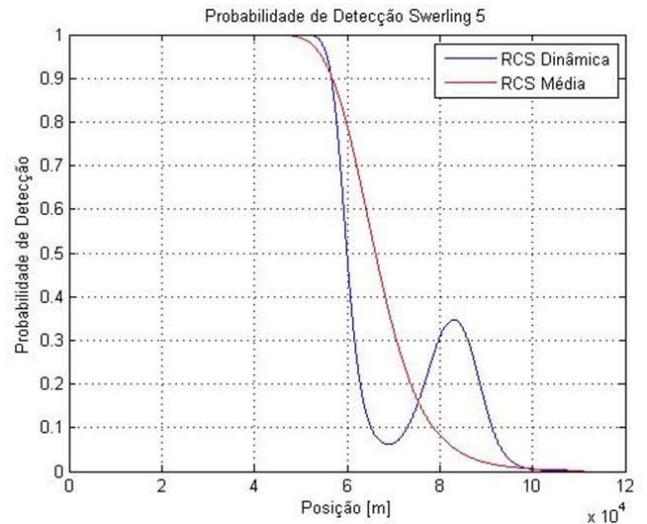


Fig. 17. Probabilidade de detecção da aeronave A-1 na rota 2.

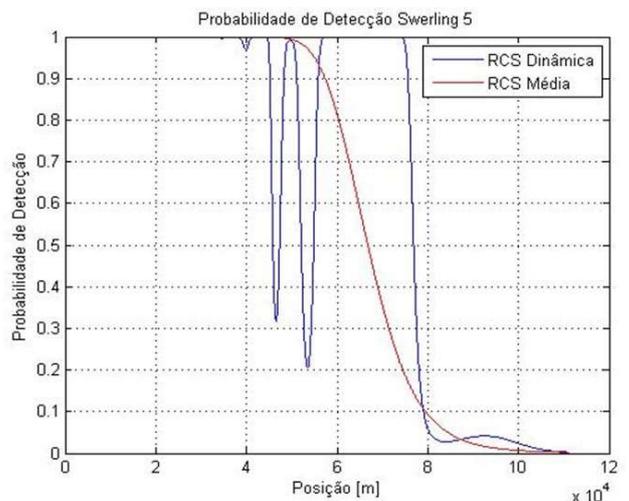


Fig. 18. Probabilidade de detecção da aeronave A-1 na rota 3.

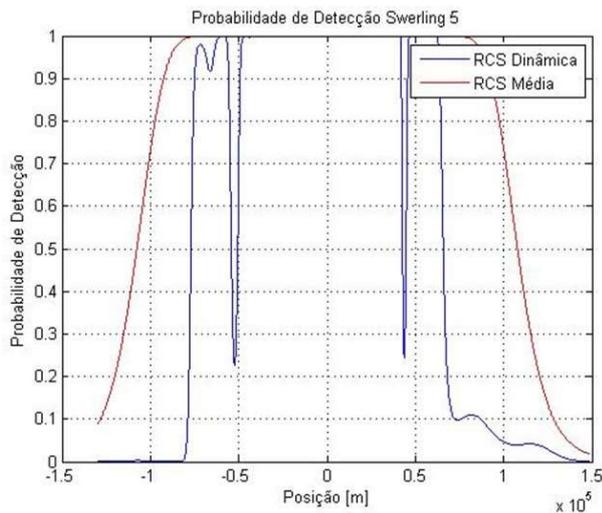


Fig. 19. Probabilidade de detecção da aeronave A-1 na rota 4.

VI. CONCLUSÃO

Nesse trabalho ficou evidenciado que a RCS varia conforme o ângulo de incidência da onda eletromagnética de um radar monoestático sobre a aeronave A-1. Assim, considerando o deslocamento da aeronave em uma determinada trajetória haverá uma flutuação da RCS, a qual sofre mudanças em função do tempo devido à variabilidade do espalhamento da onda eletromagnética no alvo, levando a uma modificação da relação sinal-ruído no receptor. Essa flutuação implica na variação da probabilidade de detecção, e, portanto, uma provável detectividade da aeronave, em função de sua posição relativa ao radar.

A utilização da RCS dinâmica em comparação com a RCS média permitirá maior acuidade dos valores de probabilidade de detecção influenciando diretamente no raio de engajamento do radar oponente, permitindo um planejamento mais realista das condições operacionais.

O estudo da probabilidade de detecção aplicado a um teatro de operações permitirá que seja possível avaliar melhor o planejamento da missão de combate, aumentando a probabilidade de sobrevivência em território inimigo com a maior furtividade possível, mesmo que a aeronave não disponha de tecnologia eminentemente *stealth*, possibilitando uma forma otimizada de inserir a aeronave A-1 em um ambiente eletromagneticamente denso. A combinação da predição de RCS de aeronaves aliada à probabilidade de detecção permitirá à Força Aérea uma melhor avaliação dos processos envolvidos, elevando a capacidade doutrinária dos seus meios para um emprego mais eficiente dos seus vetores de combate.

REFERÊNCIAS

- [1] M. B. Perotoni, L. A. de Andrade, and M. C. Rezende, "Radar Cross Section of a Stealthy Aircraft Using Electromagnetic Simulation in the X and in VHF/UHF Bands," *International Journal of Research in Aeronautical and Mechanical Engineering*, vol. 2, no. 1, pp. 41–53, 2014.
- [2] A. M. Peixoto, "Influência da RCS Dinâmica na Avaliação da Probabilidade de Detecção", Curso de Especialização em Análise do Ambiente Eletromagnético - CEAAE, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2016.
- [3] D. C. Jenn, *Radar and Laser Cross Section Engineering*, AIAA, Ed. Monterey: AIAA, 1995.
- [4] B. Jacobs and D. E. Baker, "Validation of a Computational Electromagnetic Model of a Boeing 707 Aircraft by Comparison to Scale Model Measurements," in *2012 IEEE-APS Topical Conference on Antennas and Propagation in Wireless Communications (APWC)*, 2012, pp. 1001–1004.
- [5] Y.-Q. Zhuang, C.-X. Zhang, and X.-K. Zhang, "A Novel Simulation Approach of Aircraft Dynamic RCS," *Progress In Electromagnetics Research M*, vol. 36, pp. 85–91, 2014.
- [6] P. R. Rousseau and R. J. Burkholder, "A Hybrid Approach for Calculating the Scattering from Obstacles Within Large, Open Cavities," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 43, no. 10, pp. 1068–1075, 1995.