

Simulação de míssil MANPADS para analisar os ensaios necessários para gerar o modelo do míssil

Jhonata C M Minatti¹, Koshun Iha²

^{1,2}Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil

Resumo – Este artigo tem por objetivo apresentar um modelo computacional para avaliar um míssil MANPADS (*Man-Portable Air defense Systems*). Avaliar o desempenho de um míssil real requer uma quantidade grande de recursos financeiros e esforço de homem-hora. Com o intuito de tornar viável essa atividade, são desenvolvidos modelos computacionais do míssil, que são simulados nos cenários de interesse. Para tanto, é necessário fazer ensaios e medições no míssil a fim de conhecer os seus parâmetros. Nesse sentido, esse trabalho traz uma metodologia de análise do efeito da incerteza nos valores de empuxo e coeficientes aerodinâmicos de um míssil. Com isso, é possível selecionar o ensaio com o melhor custo benefício que deve ser realizado para que o míssil seja caracterizado.

Palavras-Chave – MANPADS, míssil, simulação

I. INTRODUÇÃO

Com o avanço da computação, simulações têm sido cada vez mais utilizadas em diversos ramos da engenharia. Quando se trata de mísseis, a utilização de simulação computacional é essencial, uma vez que esse tipo de artefato, geralmente, é caro, inviabilizando sucessivos testes reais. A aplicação da simulação em artefatos bélicos pode ser empregada em todas as fases da vida útil de um projeto de mísseis, desde a concepção e desenvolvimento até a escolha de cenários e desenvolvimento de técnicas de emprego.

Modelo é uma representação física, matemática ou de qualquer forma lógica de um fenômeno, processo, sistema ou entidade. Simulação é a implementação da descrição da evolução temporal de um sistema sujeito a um determinado modelo [1].

Uma simulação tem o grau de detalhamento de acordo com a aplicação, e há uma relação de compromisso entre o detalhamento do modelo e o esforço computacional necessário para executá-la. Simulações são classificadas em quatro níveis de acordo com seu nível de detalhamento, conforme apresentado a seguir:

- **Nível Engenharia:** Este é o nível mais detalhado e é utilizado na fase de desenvolvimento do míssil. Nele os modelos dos dispositivos, sistemas e suas interações com o ambiente são representados da forma mais fiel possível.

- **Nível Engajamento:** Nesse nível são omitidos alguns detalhes nos modelos de componentes do míssil. Contudo, os modelos do alvo e das condições ambientais são mantidos. Por isso esse modelo é indicado para avaliar a neutralização de um alvo específico.

- **Nível Missão:** Esse nível é mais generalista e avalia o desempenho do míssil em uma missão específica (defesa aérea, interdição aérea, escolta, ...)

- **Nível Campanha:** Finalmente, esse nível de simulação procura determinar o melhor conjunto de capacidades de uma força militar contra outra força inimiga,

focando na ordem de missão e probabilidade de neutralização.

Idealmente, todos os níveis citados anteriormente teriam o mesmo detalhamento do nível de engenharia. Entretanto, conforme a simulação torna-se mais generalista, maior é a quantidade de iterações necessárias, a exemplo de uma simulação Monte Carlo. Isso exigiria um enorme esforço computacional desnecessário, pois o erro devido à falta de detalhamento nos modelos dos subsistemas é insignificante perto da incerteza estatística intrínseca da simulação [2].

A simulação de um míssil requer a modelagem dos sistemas do míssil e do ambiente. Esses dois conceitos diferenciam-se entre si pelo fato de que o sistema é influenciado pelo ambiente, mas o ambiente não é influenciado pelo sistema. Essa premissa permite delimitar os eventos físicos a serem considerados no modelo e a complexidade do sistema. Entretanto, não há definição certa quanto ao limite entre o sistema e o ambiente, cada analista faz essa delimitação de acordo com seu próprio arcabouço e objetivos no projeto [1].

II. METODOLOGIA

Nessa análise, a simulação terá o nível de detalhamento de engajamento, conforme descrito na introdução. Nesse trabalho, foi utilizado como referência o míssil MANPADS IGLA. Os subsistemas que serão considerados na modelagem do míssil são: Aerodinâmica, Empuxo, Guiamento, Navegação, Dinâmica e Cinemática. E os elementos que serão considerados como parte do ambiente são: Atmosfera e o Alvo. Esses modelos interagem conforme é mostrado na Fig. 1 e serão detalhados nos capítulos a seguir.

Do diagrama da Fig. 1, pode-se observar um elemento, não mencionado anteriormente, chamado Incertezas. Ele foi introduzido para mostrar que o modelo possui variáveis estocásticas tanto no sistema do míssil como no ambiente. Cada uma dessas variáveis possui um valor médio e uma dada distribuição de probabilidade.



Fig. 1 Elementos do modelo de simulação do míssil MANPADS. [Autor]

As incertezas do ambiente podem ser estimadas de acordo com dados históricos dos cenários a serem simulados. Grandezas físicas naturais como temperatura, pressão, velocidade e direção do vento têm suas estatísticas estimadas com o grau de precisão dos dados históricos previamente medidos. Contudo, um erro na estimativa desses valores não

interfere na confiabilidade da simulação do míssil. Porque, por serem elementos do ambiente, essas grandezas influenciam o sistema como perturbações e a resposta às suas variações apenas mostram a robustez do sistema.

Por outro lado, as estatísticas das grandezas dos elementos do sistema, tais como, coeficientes aerodinâmicos, empuxo, massa e centro de gravidade, devem ser estimadas com o máximo de precisão para que a simulação tenha confiabilidade [2].

Nesse sentido, essa análise irá verificar qual é o prejuízo na performance do míssil devido a um erro na estimativa dos valores das grandezas do sistema (coeficientes aerodinâmicos e empuxo). Para tanto, o parâmetro de avaliação será a distância de passagem do míssil em relação ao alvo, também chamada de *miss-distance*, ou seja, será avaliado o quanto a variação nas grandezas do sistema afetam no valor da *miss-distance*.

A. MODELO 6DOF DE MÍSSIL MANPADS

1) *Aerodinâmica*: Na simulação de artefatos bélicos, a Aerodinâmica é o sistema composto pela fuselagem – forma geométrica do míssil – e sua interação aerodinâmica com a atmosfera descrita por meio de coeficientes aerodinâmicos [3].

A Fig. 2 apresenta o modelo 3D da fuselagem do míssil a ser considerado nessa avaliação. Esse modelo foi gerado no software *Missile Datcom*, que é uma ferramenta semiempírica de estimativa de coeficientes aerodinâmicos desenvolvida pela USAF. As dimensões do modelo tiveram como referência o míssil IGLA-S, porém, ele não é uma representação fiel desse míssil. Dentre as diferenças entre o modelo e o míssil real, a mais significativa é a ausência do dispositivo de quebra de onda de choque localizado na extremidade do dome do IGLA-S. Devido a sua complexidade, esse dispositivo não pode ser modelado no *Missile Datcom*.

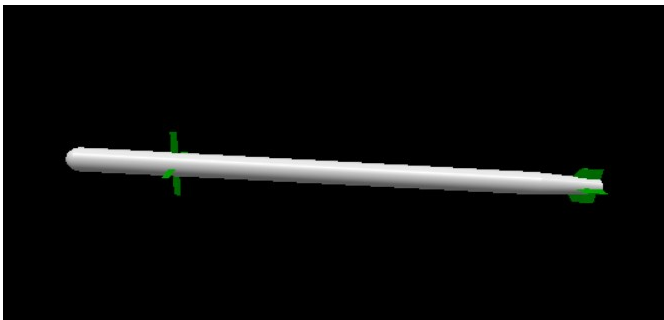


Fig. 2 Modelo 3D da fuselagem do míssil [Autor]

Por se tratar de uma ferramenta semiempírica, as estimativas de coeficientes aerodinâmicos no *Missile Datcom* trazem consigo erros intrínsecos. Esse software foi desenvolvido para que fosse possível ter estimativas iniciais dos coeficientes de projetos de artefatos bélicos em desenvolvimento, e não há compromisso de representar fielmente a realidade. Para essa finalidade, existem outras ferramentas como CFD (*Computed Fluid Dynamics*) e ensaio em túnel de vento.

O *Missile Datcom* foi escrito em FORTRAN, portanto segue os padrões dessa linguagem. Dessa maneira, as características de entrada do míssil são escritas no arquivo de texto com nome de “for005.dat”. Nele, são inseridos: as dimensões do míssil, as condições ambientais, os ângulos de ataque, as velocidades em termos de número de Mach, entre outras informações de controle.

A partir dos dados inseridos no arquivo de entrada, o *Missile Datcom* calcula os coeficientes aerodinâmicos de força e de momento, suas derivadas em relação ao ângulo de ataque (α), ao ângulo de derrapagem (β), ângulo de deflexão das empenas (δ) as taxas de rotação, todos eles para cada ângulo de ataque e número de Mach inseridos no arquivo de entrada, conforme é apresentado na Fig. 3.

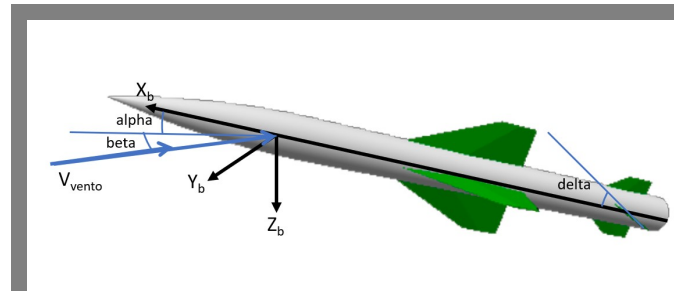


Fig. 3 Ângulos alpha, beta e delta [Autor]

2) *Empuxo*: O motor foguete de mísseis, geralmente, é de combustível sólido. Esse tipo de motor é composto pelos seguintes elementos [4]:

- Envelope Motor: é responsável por proteger o motor e suportar a pressão gerada durante a combustão.
- Proteção Térmica/*Blinder*: é a camada que fixa o propelente no envelope motor.
- Propelente: é composto por uma mistura sólida entre um combustível e um oxidante, geralmente o combustível é PBLH (Polibutadieno Líquido com Terminação Hidroxílica) e o oxidante é PA (Perclorato de Amônia).
- Câmara: é o local onde ocorre a combustão, sua dimensão e formato são responsáveis pelo formato da curva de empuxo.
- Tubeira: é o dispositivo responsável pela exaustão dos gases gerados na câmara, ela converte a energia potencial da pressão da câmara em energia cinética dos gases acelerados.

Quando o motor é ignizado, a superfície da câmara de combustão entra em combustão e inicia a geração de gases sob pressão, que são expelidos pela tubeira. A pressão na câmara é função da área de queima do propelente e do diâmetro da garganta da tubeira, e o empuxo é diretamente proporcional à pressão da câmara. Dessa forma, o motor tem sua câmara de combustão com um perfil específico para a curva de empuxo desejada [4].

Conforme mostrado no parágrafo anterior, o funcionamento de um motor foguete é simples de ser descrito, porém a física por trás é bastante complexa e sua simulação requer muito esforço computacional. Por isso, nessa análise, o empuxo do motor do míssil a ser simulado foi obtido de modo puramente empírico a partir de um míssil

MANPADS real por isso seus valores foram omitidos na Fig. 4.

Pode ser observado que o motor possui duas fases de funcionamento. A primeira, de 0 a 2 segundos, é a fase de aceleração, na qual o motor fornece energia necessária para o míssil atingir a velocidade de cruzeiro, por isso possui amplitude maior. A segunda, de 2 a 6 segundos, é a fase de cruzeiro, na qual o motor fornece o empuxo apenas para que o míssil possa vencer o arrasto para que possa se manter na velocidade de cruzeiro.

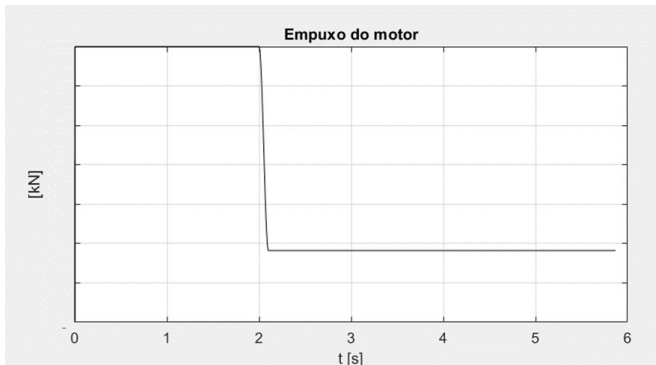


Fig. 4. Curva de empuxo do motor do míssil. [Autor]

3) *Guiamento e Navegação*: O guiamento de um míssil é o sistema que detecta e determina a orientação do alvo em relação ao míssil. Existem, basicamente, três tipos de detecção: ativa, semiativa, passiva [5]. Na detecção ativa, o míssil emite um pulso de energia e espera o eco do alvo. Na detecção semiativa, um dispositivo de pontaria emite a energia e o míssil se guia pelo eco do alvo. E na detecção passiva, o míssil se orienta pela energia emitida pelo alvo. Há, ainda, um quarto tipo de guiamento, o *Bean-Rider*, que pode ser considerado uma variação do semiativo. Nesse tipo de guiamento, o míssil é orientado por um feixe de energia emitido pelo designador de tiro.

Os mísseis do tipo MANPADS, geralmente, possuem seu guiamento do tipo infravermelho passivo, ou seja, ele é guiado pela energia proveniente do calor gerado pelo motor da aeronave e pelo aquecimento aerodinâmico [5]. No entanto, para simplificar a simulação, no modelo do míssil a ser simulado nesta análise, o guiamento foi considerado ideal, que significa que o míssil sempre tem visada com o alvo. Dessa forma, o modelo de guiamento utilizado é apenas o ângulo de visada (λ), também conhecido como LOS (*Line of Sight*). Esse ângulo é calculado pela posição do alvo em relação ao míssil nas coordenadas do corpo do míssil (FRD – *Forward Right Down*).

A navegação é o método utilizado para conduzir o míssil até o alvo. Dentre as formas de navegação existentes, as mais consagradas são: perseguição e rota de colisão, também conhecida como navegação proporcional. No método de perseguição, o míssil sempre se desloca em direção ao alvo. Essa foi a primeira forma de navegação empregada em mísseis por ser mais simples de ser implementada, entretanto, ela não é eficaz contra alvos manobráveis. Por sua vez, o método de navegação proporcional direciona o míssil ao

ponto futuro do alvo, otimizando o alcance do míssil e aumentando sua efetividade contra alvos manobráveis.

Para encontrar o ponto futuro do alvo, o método de navegação proporcional avalia a taxa de variação do ângulo de visada ($\dot{\lambda}$) e aplica uma aceleração (a_n) perpendicular à velocidade do míssil, proporcional a essa taxa de variação, conforme é ilustrado na Fig. 5 e descrito em (1). A constante adimensional N é chamada de constante de proporcionalidade e seu valor deve ser ajustado de acordo com as características do míssil e do cenário, tipicamente, ela tem o valor entre 2 e 5. No entanto, no modelo empregado nessa simulação, o valor de N que otimizou a distância de passagem do míssil foi 1, isso pode ser atribuída às aproximações e linearizações assumidas para simplificar o modelo [5].

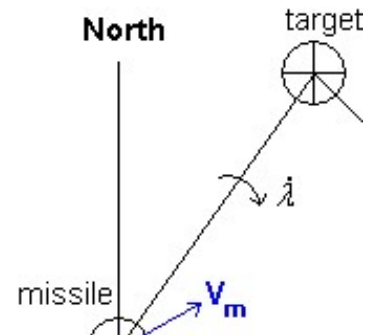


Fig. 5 Navegação proporcional [7]

$$a_n = N\dot{\lambda}V \quad (1)$$

Em (1) é descrita a navegação proporcional em duas dimensões. Quando é calculada em um cenário tridimensional com seis graus de liberdade, a aceleração aplicada ao míssil é calculada por (2).

$$\vec{a} = N\vec{V}_r \times \vec{\Omega} \quad (2)$$

Onde \vec{V}_r é o vetor velocidade do alvo relativa ao míssil e $\vec{\Omega}$ é o vetor unitário na direção do LOS, que é dado pela expressão de (3), onde \vec{R} é a posição do alvo relativa ao míssil.

$$\vec{\Omega} = \frac{\vec{R} \times \vec{V}_r}{\vec{R} \cdot \vec{R}} \quad (3)$$

Como pode ser observado, a aceleração descrita em (2) é perpendicular à velocidade relativa, não à velocidade do míssil. Isso quer dizer que, se o motor do míssil não possuir controle de empuxo, essa navegação fica impraticável. Para solucionar esse problema, a equação pode ser reescrita considerando a direção da velocidade do míssil, conforme é apresentado em (4). Outra vantagem de se empregar essa expressão é que a aceleração empregada conserva a energia do míssil.

$$\vec{a} = -N|\vec{V}_r| \frac{\vec{V}_m}{|\vec{V}_m|} \times \vec{\Omega} \quad (4)$$

A aceleração tangencial ou de controle é calculada a cada interação da simulação, e a partir dela, é aplicado um comando de deflexão das empenas que segue em (5).

$$\delta = -\vec{a}_{zb} \cdot Kz \quad (5)$$

Onde Kz é uma constante com valor de 0,2 adimensional e \vec{a}_{zb} é a componente da aceleração tangencial na direção Z_b , que é perpendicular ao plano de ação das superfícies de controle. Como o míssil tem um spin de 15 Hz, a ação da superfície de controle tem efeito numa frequência de 7,5 Hz, duas vezes por rotação.

4) *Dinâmica*: No cálculo da dinâmica da simulação, as equações diferenciais de estado são resolvidas para que sejam obtidas as posições e velocidades em cada instante de tempo. Para uma simulação com 6 graus de liberdade, são necessárias doze equações de estado: três para a posição, três para a velocidade, três para a posição angular e três para a velocidade angular, conforme é apresentado nas matrizes das equações 6, 7, 8 e 9 abaixo [3].

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{1}{m} \sum F_x + rv - qw \\ \dot{v} = \frac{1}{m} \sum F_y + pw - ru \\ \dot{w} = \frac{1}{m} \sum F_z + qu - pv \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \theta - r \sin \theta \\ \dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = J_{xx}^{-1} (\sum M_x + qr(J_{yy} - J_{zz})) \\ \dot{q} = J_{yy}^{-1} (\sum M_y + pr(J_{zz} - J_{xx})) \\ \dot{r} = J_{zz}^{-1} (\sum M_z + pq(J_{xx} - J_{yy})) \end{cases} \quad (9)$$

Em (6) é representada a posição translacional do míssil em coordenadas inerciais. Ela é obtida a partir das velocidades do míssil nas coordenadas do corpo do míssil. Por isso, há a necessidade de que seja aplicada a matriz da rotação pelos ângulos de rolamento θ , arfagem ϕ e guinada ψ , que representam, respectivamente, as rotações em torno dos eixos x , y e z nas coordenadas do corpo do míssil.

Em (7) é representada a velocidade translacional do míssil. Ela é obtida a partir das acelerações empregadas no corpo devido às forças externas e ao efeito de Coriolis. As forças externas são representadas pelas componentes F_x , F_y e F_z , já a aceleração de Coriolis é obtida pelo produto vetorial entre as velocidades translacionais (u , v e w) e angulares (p , q e r).

Em (8) é representada a posição angular do míssil e é obtida através das velocidades angulares. Por fim, em (9) é representada a velocidade angular do míssil, que é obtida a partir dos momentos externos aplicados ao míssil (M_x , M_y e M_z) e pelos momentos de inércia nos três eixos.

As forças externas mencionadas anteriormente são compreendidas pela força aerodinâmica, força de empuxo e força gravitacional. De forma análoga, os momentos externos são os momentos causados por essas forças.

5) *Atmosfera e variabilidade*: O modelo atmosférico utilizado nessa simulação é o padrão ISA (*International Standart Atmosfera*) que descreve a temperatura, pressão e densidade da atmosfera em função da altitude. Esses valores são calculados a partir de uma condição pré-definida ao nível do mar, que nesse trabalho foi considerada com os valores de temperatura uniformemente distribuídos entre 285K a 315K e de pressão constante com o valor de 101,3Kpa.

Além dos valores de temperatura e pressão, a atmosfera possui a velocidade do vento, que possui um valor muito específico para cada cenário. É possível obter dados históricos de velocidade do vento para a região de interesse do cenário da simulação. Como essa análise não tem um cenário específico, foi adotado um valor aleatório de intensidade de vento com a amplitude variando uniformemente entre -10 e 10 kts para as componentes horizontais do vento (V_x e V_y).

Outros valores do modelo que são aleatoriamente distribuídos são: a massa seca (sem contar o propelente) com o valor variando uniformemente entre 5,9 e 6,1 kg; o centro de massa seca medido a partir no nariz do míssil com o valor variando uniformemente entre 39 e 47 cm; e a massa de propelente com o valor variando entre 5,9 e 6,1 kg.

6) *Cinemática*: O cálculo cinemático compreende a solução das equações descritas nos itens anteriores, com isso, obtendo as posições e velocidades no tempo. O método utilizado para resolver essas equações diferenciais foi o Runge-Kutta de quarta ordem, que é uma evolução do método de Euler, porém com quatro iterações para cada passo de integração. Esse método numérico pode ser resumido conforme mostrado no sistema de equações 10 [3].

$$K_1 = \Delta t \cdot f(t_n, y_n)$$

$$K_2 = \Delta t \cdot f\left(t_n + \frac{\Delta t}{2}, y_n + \frac{K_1}{2}\right)$$

$$K_3 = \Delta t \cdot f\left(t_n + \frac{\Delta t}{2}, y_n + \frac{K_2}{2}\right) \quad (10)$$

$$K_4 = \Delta t \cdot f(t_n + \Delta t, y_n + K_3)$$

$$y_{n+1} = y_n + \frac{1}{6} (K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4)$$

A cada iteração, são solucionadas as equações diferenciais 6 a 9 de modo a obter-se as suas doze variáveis de estado. Nessa simulação, o intervalo de integração Δt foi escolhido como 1 ms.

B. PARÂMETROS A SER AVALIADOS

Quando se constrói um modelo realístico de um sistema complexo deve-se ter consciência de que há erros e incertezas, e a validade do modelo será tão alta quanto o mapeamento dessas características não-determinísticas. Para aplicações de alto nível, como em análise de riscos, é necessário um modelo verificado, validado e qualificado.

Nesse contexto, Qualificação é a relação entre a realidade e o modelo conceitual. Esse processo correlaciona de forma analítica os fenômenos que ocorrem em um cenário real com os blocos que o descrevem.

Por sua vez, Verificação é a relação entre o modelo conceitual e o modelo computacional. Esse processo correlaciona os requisitos de desempenho de cada bloco do modelo conceitual os resultados dos respectivos códigos no modelo computacional.

Por fim, Validação é a relação entre o modelo computacional com a realidade. Esse processo avalia o grau de fidelidade que o código representa cenários reais. É muito comum encontrar referências onde há ambiguidade entre as definições de verificação e validação.

Para que se possa obter as informações de qualificação, verificação e validação, é necessário conhecer as características reais do míssil que afetam seu desempenho, tais como: coeficientes aerodinâmicos e empuxo.

Essas características do míssil são obtidas por meio de ensaios e medições em empregos reais. Os ensaios são realizados em laboratório com o ambiente controlado, de modo que os dados obtidos possam ser isolados das condições de contorno e extrapolados para quaisquer condições. As medições em empregos reais podem ser feitas por meio de uma Avaliação Operacional, na qual são escolhidos determinados cenários e são feitas diversas rodadas de experimento para avaliar o desempenho do sistema.

Ambos os métodos citados anteriormente são tão precisos quanto maior o número de amostras ensaiadas, contudo, mais amostras significa mais custo para obter a informação. Por isso, é importante saber qual o grau de precisão se espera ser obtido nos ensaios para otimizar o emprego de recursos.

Com isso, verificou-se que, na simulação de mísseis, as características que requerem mais esforço para serem obtidas são: Coeficientes Aerodinâmicos, Empuxo e Ganhos da malha de Controle. Esse último, pode ser obtido apenas com telemetria e exaustivos ensaios em voo, e por ora, não será objeto desta análise. Já os coeficientes aerodinâmicos e os dados de empuxo, podem ser obtidos, respectivamente, em ensaio de túnel de vento e ensaio dinamométrico em bancada.

III. RESULTADOS

O objetivo dessa análise é avaliar o grau de precisão exigido para a elaboração de um modelo de MANPADS, a fim de dimensionar os ensaios que devem ser feitos em um míssil real para que seu modelo computacional possa ser feito e validado [6]. A variável que é utilizada como indicador de desempenho do modelo é a *miss-distance*, de modo que ela é avaliada em cada rodada de simulação.

Como não há dados de um míssil real para comparação, é utilizado um engajamento padrão de simulação como referência. Esse engajamento consiste em uma passagem *cross-over* de uma aeronave com velocidade de 400kt com o perfil de voo da Fig. 6 e envelope apresentado na Fig. 7. A escala de cores representa a *miss-distance* do míssil para a posição, cada ponto foi obtido com a simulação de 3 amostras.

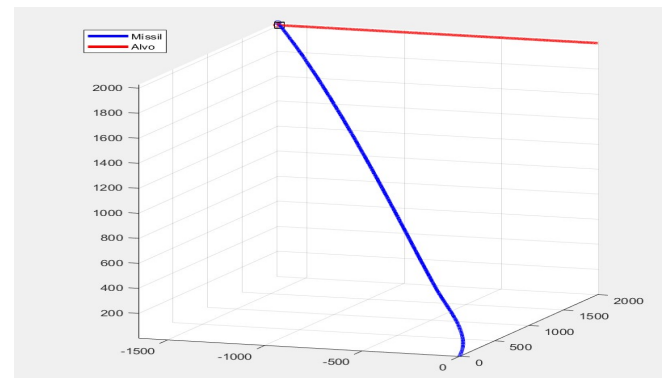


Fig. 6 Trajetória cinemática do míssil [Autor]

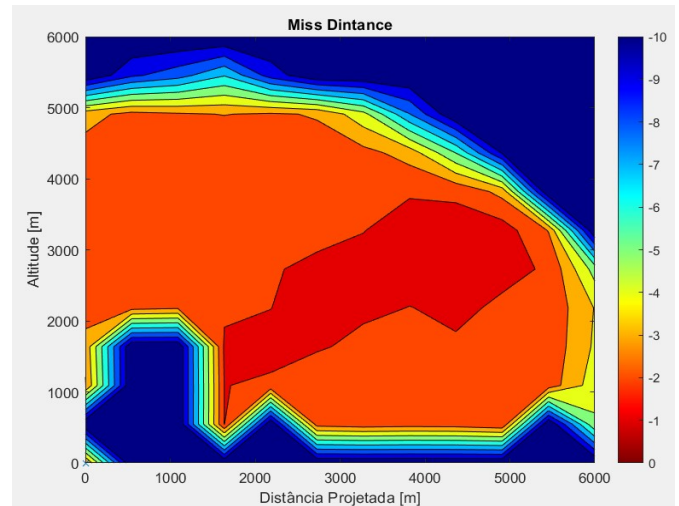


Fig. 7 Miss-distance cenário 0 [Autor]

Os parâmetros a ser analisados são os coeficientes aerodinâmicos e o empuxo que doravante serão identificados conforme a tabela I. Esses cenários foram obtidos pelo método da simulação Montecarlo.

TABELA I. CENÁRIOS DA SIMULAÇÃO MONTECARLO

Cenário	0	1	2	3	4
Empuxo Boost	1%	10%	30%	1%	1%
Tempo boost/sustain	1%	10%	30%	1%	1%
Empuxo Sustain	1%	10%	30%	1%	1%
Coeficientes	1%	1%	1%	25%	50%

Os níveis de variação apresentados na tabela 1 foram escolhidos de acordo com o grau de variabilidade observados durante o desenvolvimento do trabalho para diferentes tipos de estimativa dos parâmetros, permitindo que esses valores sejam comparados com os possíveis ensaios reais.

Como referência do efeito da variabilidade, o cenário 0 foi simulado com 1000 amostras por ponto. Com o aumento de amostras, as aleatoriedades intrínsecas ao modelo ficaram mais evidentes, como é apresentado nas Fig. 8 e 9.

Como pode ser observado, houve uma mudança significativa do envelope apenas com as aleatoriedades apresentadas na Tabela I, que são propagadas ao longo de 1000 repetições. A confirmação desse efeito ser causado pela variabilidade é o gráfico de desvio padrão normalizado, apresentado na Fig. 9. Nesse gráfico quanto mais quente a cor, maior é o desvio padrão normalizado σ/\bar{x} .

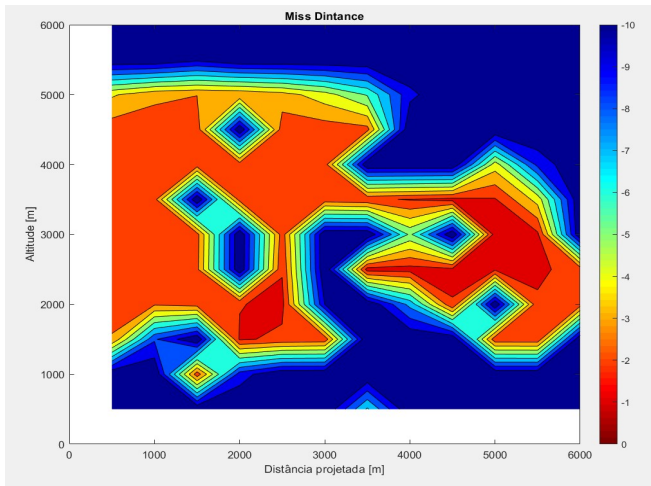


Fig. 8 Envelope de *miss-distance* para com variação de empuxo e coeficientes [Autor]

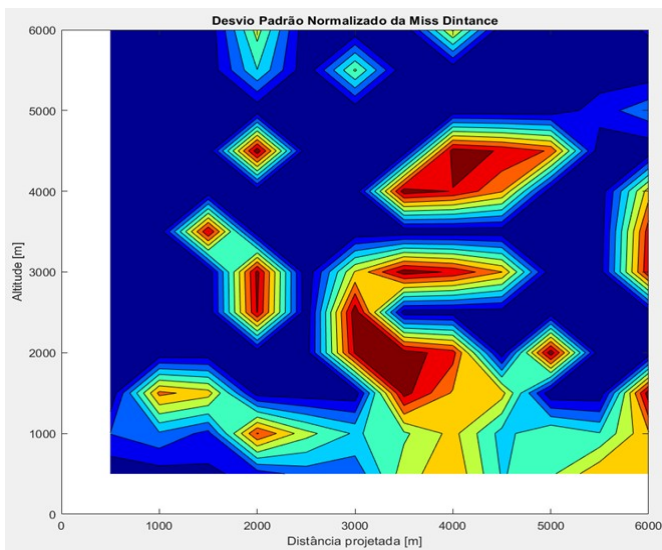


Fig. 9 Desvio padrão do envelope [Autor]

Os resultados detalhados das simulações são apresentados na tabela abaixo:

TABELA II. RESULTADOS DA SIMULAÇÃO MONTECARLO

	Média Amostral	Desvio Padrão Amostral	Intervalo de Confiança da Média (95%)
Cenário 0	2.076	0.538	[2.04; 2.11]
Cenário 1	2.656	1.674	[2.55; 2.76]
Cenário 2	13.138	33.050	[11.09; 15.19]
Cenário 3	3.839	8.250	[3.33; 4.35]
Cenário 4	64.980	271.387	[48.16; 81.80]

Por meio da Tabela 2, pode-se observar que o cenário que obteve maior variabilidade foi o Cenário 4, onde uma incerteza de 50% nos coeficientes aerodinâmicos foi utilizada. Nesse caso, a 95% de confiança a média da MD pode estar dentro do intervalo [48.16; 81.80]. Dada a grande

amplitude desse intervalo, não é possível obter resultados de interesse operacional com o nível de incerteza de 50% nos coeficientes aerodinâmicos.

Apesar disso, a um nível de incerteza de 25% nos coeficientes aerodinâmicos (Cenário 3), a simulação de Monte Carlo foi capaz de fornecer uma estimativa intervalar com baixa amplitude. Dessa forma, julga-se necessário que as incertezas nos coeficientes aerodinâmicos sejam levadas em consideração nos modelos computacionais de engajamento de mísseis e que sejam reduzidas utilizando os métodos experimentais disponíveis.

Já em relação aos cenários 1 e 2, pôde-se verificar que as incertezas relativas à curva de empuxo do motor-foguete de mísseis não tiveram um grande impacto na amplitude do intervalo de confiança.

Dessa forma, devido à grande dispersão dos dados amostrais, sugere-se que as incertezas dos coeficientes aerodinâmicos sejam reduzidas, ou seja, os experimentos para levantamento dos coeficientes aerodinâmicos devem ser priorizados.

IV. CONCLUSÃO

A incerteza nos valores de características fundamentais de um míssil, como empuxo e coeficientes aerodinâmicos, implica em perda da confiabilidade de um modelo computacional. Para que os valores obtidos em uma simulação de um míssil possam ser utilizados como referência para o desenvolvimento de uma doutrina, de uma técnica ou de uma tática, é necessário que os valores de seus parâmetros sejam medidos de forma mais fiel possível.

Buscando averiguar a confiabilidade de um modelo de engajamento de míssil MANPADS esta análise verificou que as incertezas dos coeficientes aerodinâmicos é um parâmetro com maior influência na *miss-distance* em um engajamento. Dessa forma, propõe-se que experimentos para levantamento dos coeficientes aerodinâmicos devem ser priorizados.

REFERÊNCIAS

- [1] HAWLEY, P. A., BLAUWKAMP, R. A. Six-Degree-of-Freedom Digital Simulations for Missile Guidance, Navigation, and Control. Johns Hopkins APL Technical Digest, 01 de dezembro de 2010.
- [2] OBERKAMPF, W. L., De Land, S. M., et. Al., Error and uncertainty in modeling and simulation. Reliability Engineering & System Safety, 8 de setembro de 2001.
- [3] CECIN, I. B., Análise do desempenho de um míssil com seis graus de liberdade usando navegação proporcional perseguindo um alvo manobrável. 1989. 181 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Eletrônica) - Engenharia Eletrônica e Computação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1989.
- [4] KLAGER, K.; WRIGHTSON, J. M.; In Mechanics and Chemistry of Solid Propellants; Eringen, A. C. et al, Ed.; Pergamon Press; Oxford, 1967; p. 47.
- [5] BOORD, W. J., HOFFMAN, J. B., Air and Missile Defense Systems Engineering. CRC Press, Boca Raton – FL – USA, 2016.
- [6] MONTGOMERY, D. C., Methods for Validating Computer Simulation Models of Missile Systems, J. Spacecraft, maio e junho de 1983, p. 272 a p. 278.
- [7] https://en.wikipedia.org/wiki/Proportional_navigation#/media/File:Navigation_Constant_illustration.png, acessado em 26 de junho de 2022 às 20h20m.