

Avaliação da *Safe Escape Manoeuvre* de aeronaves lançando armamentos ar-superfície

Jean Marcel Knapp dos Santos – Cap Av
Comando de Operações Aeroespaciais (COMAE), Brasília/DF - Brasil

Resumo – Tabelas balísticas fornecem alturas mínimas de lançamento para que as aeronaves não sejam atingidas por fragmentos. Estas aeronaves executam uma *Safe Escape Manoeuvre*, buscando uma altura mínima no momento do impacto do armamento de forma a não serem atingidas pelos fragmentos. Com base na gravação dos dados de voo das aeronaves e na simulação da fragmentação dos armamentos por meio de um modelo atmosférico, e por um modelo em escala reduzida, usando como referência as características do armamento lançado, é calculada a probabilidade de as aeronaves serem atingidas por fragmentos de massas diferentes, bem como a probabilidade de estas serem danificadas por tais fragmentos. Foi possível estimar, para diferentes perfis de emprego de diferentes aeronaves, a probabilidade de sobrevivência em relação ao mecanismo de dano por fragmentos, essencial para que pilotos façam escolhas mais informadas sobre perfis de lançamento de armamentos, valiosas em situações de combate.

Palavras-Chave – Sistemas de Armas, Envelope de Fragmentação, *Safe Escape Manoeuvre*.

I. INTRODUÇÃO

Tabelas balísticas de armamentos aeronáuticos costumam fornecer altitudes mínimas de lançamento para que a aeronave não seja atingida por fragmentos [1]. Essas tabelas, todavia, normalmente são baseadas apenas em uma única massa de fragmento, enquanto fragmentos oriundos da detonação de artefatos aeronáuticos possuem massas diferentes [2].

Após o lançamento do armamento em mergulho (com alto ângulo de picada), as aeronaves executam uma manobra, denominada *Safe Escape Manoeuvre*, para não ser exposta ao agente de dano da cabeça de guerra empregada [1]. Na Fig. 1, é possível visualizar a trajetória de uma aeronave realizando uma *Safe Escape Manoeuvre*, bem como a trajetória de fragmentos com uma determinada massa, oriundos da detonação de um artefato estático no solo.

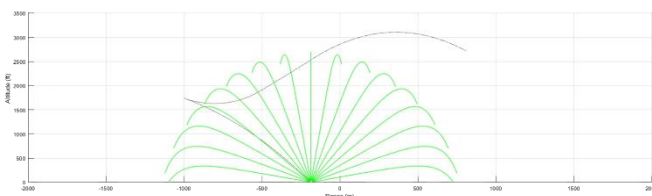


Fig. 1. Exemplo de fragmentação e *Safe Escape Manoeuvre* simulado em MATLAB.

Acredita-se, porém, que a aeronave que executa uma *Safe Escape Manoeuvre* bem sucedida está livre dos fragmentos emanados da detonação do armamento.

Aeronaves que dispõem de sistemas aviônicos modernos possuem por regra *Air Combat Manoeuvring Instrumentation (ACMI)* [3]. Sistemas ACMI registram dados de voo das aeronaves, utilizados para análise de treinamento de voos militares.

Este artigo tem por objetivo elaborar um modelo em escala reduzida para simular a trajetória dos fragmentos oriundos da

detonação de armamentos aeronáuticos, e utilizar essa simulação juntamente à gravação dos dados de voo de aeronaves de caça de forma a estimar se a aeronave realmente livraria todos os fragmentos e, caso negativo, qual a probabilidade de ser atingida por estes e qual a probabilidade de ser danificada.

II. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A. Keyframes de sistemas ACMI

Os sistemas ACMI registram em estruturas de dados os dados de voo da aeronave em determinada data/hora. Para efeito deste artigo, essas estruturas de dados serão denominadas *keyframes*.

Na tabela i, é possível visualizar um exemplo de *keyframe* de ACMI [4].

TABELA I – EXEMPLO DE KEYFRAME DE ACMI

Nome	Valor	Unidade
UTC	40132948	ms
Latitude	-0,16505362	deg/180
Longitude	-0,29830170	deg/180
Altitude	7484	ft
Nz	9,12495041	m/s ²
True Heading	273	deg
Roll	-0,56030273	deg
Pitch	1,84570313	deg
CAS	386	Kt
TAS	390	Kt

1) *UTC*: A variável UTC contém a data/hora do *keyframe*, em milissegundos, em relação ao início do dia. Esse valor será utilizado para sincronizar as informações de posição da aeronave, posição do armamento e posição dos fragmentos.

2) *Latitude/Longitude*: A latitude e longitude registradas possuem um formato semelhante ao formato *Decimal Degrees (DD)*, mas com uma diferença. Para obter o valor em DD, é preciso multiplicar a variável (tanto latitude, quanto longitude) por 180. No exemplo da tabela i, são obtidas a latitude de $-29,7096516^\circ$ e longitude de $-53,694306^\circ$, ou $S29^\circ42'35''W053^\circ41'40''$.

3) *Altitude*: A altitude foi registrada em ft na tabela i, sendo necessária a sua conversão para m.

4) *Nz*: Essa variável contém a aceleração da aeronave no seu eixo vertical, em m/s². Nz é positivo para cima.

5) *Roll, Pitch, True Heading*: Essas variáveis contém o ângulo da aeronave em relação à Terra nos eixos longitudinal, lateral e vertical, respectivamente, em graus, sendo necessária a conversão para radianos.

6) *CAS e TAS*: Essas variáveis contém as velocidades calibrada e verdadeira, respectivamente, todas em kt.

B. Eventos de sistemas ACMI

Além dos *keyframes*, os sistemas *ACMI* podem registrar eventos de lançamento de armamentos. Na tabela ii, é possível visualizar um exemplo de evento de lançamento de armamento [4].

TABELA II - EXEMPLO DE EVENTO DE *ACMI*

Nome	Valor	Unidade
UTC	40132948	ms
SYS Mode	AG_CCIP	
Weapon Type	MK-82	
Target Latitude	-0.03000967	deg/180
Target Longitude	-0.19740303	deg/180
Target Altitude	328	Ft
Event	RELEASE	

1) *UTC*: A variável *UTC* contém a data/hora do evento, em milissegundos, em relação ao início do dia. Esse valor será utilizado para identificar o *keyframe* correspondente ao lançamento do armamento.

2) *SYS Mode*: O modo de lançamento e o tipo de emprego é registrado na variável *SYS Mode*. *SYS Modes* iniciados com *AG_* indicam um emprego ar-superfície, e *CCIP*, na tabela ii, indica o uso de *Continuously Computed Impact Point* para aquisição do alvo.

3) *Weapon Type*: Essa variável contém o armamento utilizado. Esse valor será utilizado para definir qual solver de trajetória será utilizado, e quais as características dos fragmentos produzidos pela detonação do armamento.

4) *Target Latitude/Longitude/Altitude*: Os sistemas *ACMI* registram, quando não empregado em modo manual, qual a localização e elevação do ponto calculado de impacto do armamento.

5) *Event*: É registrado pelo sistema qual o tipo de evento. Na tabela ii, há um exemplo de evento de lançamento.

C. Densidade atmosférica local

A *U.S. Standard Atmosphere*, tendo como uma das fontes de dados a cidade de Natal/Brasil, considera a temperatura atmosférica T reduz de forma linear a uma taxa de $0,0065\text{K/m}$ conforme a altitude h aumenta, até um limite de 11.000m , conforme a equação:

$$T = T_0 - 0,0065 \times h \quad (1)$$

sendo T_0 a temperatura atmosférica padrão $288,16\text{K}$ [5].

A razão de pressão atmosférica é função da altitude, em m , conforme a equação:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{0,0065 \times h}{T_0}\right)^{g/(0,0065 \times R)} \quad (2)$$

sendo g a aceleração gravitacional padrão, igual a $9,81\text{m/s}^2$ e p_0 a pressão atmosférica padrão 101.325N/m^2 [5].

A lei ideal dos gases define que a densidade atmosférica ρ é obtida através da equação:

$$\rho = \frac{p}{R \times T} \quad (3)$$

sendo p a pressão atmosférica, em Pa , R a constante universal dos gases, igual a 287J/kgK , e T a temperatura atmosférica [6].

Substituindo a temperatura e pressão na lei geral dos gases, é possível obter a densidade atmosférica através da equação:

$$\rho = \rho_0 \times \left(1 - \frac{0,0065 \times h}{288,16}\right)^{9,81/(0,0065 \times 287)} \times \left(\frac{288,16}{T}\right) \quad (4)$$

D. Nível de confiança (CL)

Após a detonação, o armamento projeta fragmentos de diversos tamanhos.

O *Confidence Level (CL)* indica a probabilidade que certa massa seja a massa do maior fragmento de todos os fragmentos gerados por meio da detonação de um armamento [2].

A massa m_f do fragmento com base no *CL* é obtida por meio da expressão:

$$m_f = \mu \times \ln^2(1 - CL) \quad (5)$$

sendo μ o parâmetro de Mott de determinado armamento.

E. Quantidade de fragmentos

O número de fragmentos com massa maior ou igual a m_f é obtido com base na massa metálica M [7], por meio de:

$$n_f = \frac{M}{2\mu} \times e^{-\sqrt{\frac{m_f}{\mu}}} \quad (6)$$

F. Relação entre massa e área de referência de fragmentos

Fragmentos oriundos de projéteis de aço forjado e bombas de fragmentação possuem fator de densidade balística k igual a $2,61\text{kg/cm}^3$ [2].

É possível estabelecer uma relação entre a massa m_f dos fragmentos e a sua área de referência S_{ref} por meio da expressão:

$$m_f = k \times S_{ref}^{\frac{3}{2}} \quad (7)$$

G. Arrasto dos fragmentos

O arrasto D dos fragmentos é definido por meio da expressão:

$$D = \frac{S_{ref} \times C_d \times \rho \times T A S^2}{2} \quad (8)$$

O coeficiente de arrasto C_d de fragmentos do tipo *shell* é obtido por modelagem matemática por meio da expressão:

$$C_d = \sum_{i=1}^8 T_i \times M^{i-1} \quad (9)$$

sendo M o número de Mach do fragmento e os coeficientes T dados na tabela iii [8].

TABELA III - COEFICIENTES DO POLINÔMIO C_d DE FRAGMENTOS DO TIPO SHELL

Índice	Valor
1	3,9755
2	-15,9153
3	28,9918
4	-27,0853
5	14,4017
6	-4,4302
7	0,7370
8	-0,05144

H. Modelo Massa-Ponto de zero arrasto

O modelo Massa Ponto de zero arrasto para calcular o tempo de voo até o impacto [9] leva em consideração apenas a aceleração da gravidade e as condições iniciais. O tempo de voo TOF é obtido por meio da expressão:

$$TOF = \frac{(-V \times \sin(\theta) + \sqrt{\sin^2(\theta) + 2gh})}{g} \quad (10)$$

sendo V a velocidade da aeronave, θ o ângulo de mergulho, h a altura de lançamento, e g a aceleração da gravidade.

I. Modelo Massa-Ponto de Alta Fidelidade

A trajetória dos fragmentos pode ser obtida utilizando um modelo Massa Ponto de alta fidelidade, definido pela expressão:

$$\ddot{X} = \begin{bmatrix} -D \times \cos(\theta) \times m_f^{-1} \\ -D \times \sin(\theta) \times m_f^{-1} - g \end{bmatrix} \quad (11)$$

sendo \ddot{X} a aceleração dos fragmentos, D o arrasto, θ a direção do fragmento no plano vertical [9].

J. Modelo de ângulo sólido de espalhamento dos fragmentos

O modelo do ângulo sólido determina que os fragmentos se espalham uniformemente em um segmento esférico com abertura de $1rad$ [2], conforme Fig. 2.

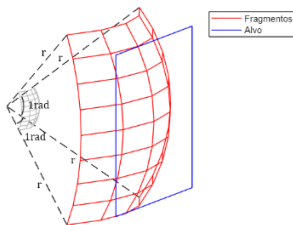


Fig. 2. Geometria do modelo do ângulo sólido

Esse modelo é teórico. Em condições reais, o espalhamento pode não ser uniforme devido à fabricação do armamento e da sua inércia durante a detonação.

Com base na fórmula da área do segmento esférico com abertura de $1rad$, que é igual a r^2 , e no número n de fragmentos analisados, a densidade de fragmentos q_f é definida pela equação:

$$q_f = \frac{n}{r^2} \quad (12)$$

K. Probabilidade de dano por impacto de fragmentos

A probabilidade de dano $P_{D/H}$ a uma aeronave, dado que houve o impacto de fragmentos, e obtida empiricamente por meio da tabela iv [10].

TABELA IV - CRITÉRIO DE DANO PARA EFEITO DE FRAGMENTAÇÃO

Energia cinética do fragmento	Probabilidade de dano $P_{D/H}$
4000J	10%
10.000J	50%
20.000J	90%

III. METODOLOGIA

A. Leitura da trajetória da aeronave

Os *keyframes* da aeronave fictícia analisada são registrados pelo sistema *ACMI* em arquivos .xml, cujos exemplos de variáveis são listados na tabela i.

B. Leitura dos eventos de lançamento de armamento

Os eventos da aeronave analisada também são registrados em arquivos .xml, cujos exemplos de variáveis são listados na tabela ii.

São analisados apenas os eventos cujo tipo seja *RELEASE*, ou seja, lançamento do armamento, bem como apenas aqueles em que o *SYS Mode* seja do tipo *AG_*.

C. Cálculo da direção de lançamento

Sabendo a localização e elevação do ponto de impacto do armamento, é possível estimar a origem da trajetória dos fragmentos. Todavia, a tabela ii não registra o tempo de voo da bomba, necessário para identificar qual o *keyframe* correspondente à data/hora de detonação do armamento.

Como a aeronave está sujeita ao vento, bem como descoordenação dos comandos, a direção de lançamento hdg pode ser calculada com base no *keyframe* de lançamento *src* e em um *keyframe* futuro *dest*.

Calcula-se primeiro o ângulo d_{lon} , em radianos, formado entre as longitudes dos dois *keyframes* [11], por meio da expressão:

$$d_{lon} = \frac{(dest_{lng} - src_{lng}) * \pi}{180} \quad (13)$$

É calculada então uma relação d_ϕ entre as latitudes dos dois *keyframes* [11], por meio da expressão:

$$d_\phi = \ln \left(\frac{\tan \left(\frac{dest_{lat} * \pi}{360} + \frac{\pi}{4} \right)}{\tan \left(\frac{src_{lat} * \pi}{360} + \frac{\pi}{4} \right)} \right) \quad (14)$$

É calculada então a direção de lançamento hdg , em graus [11], por meio do sistema:

$$hdg = \begin{cases} \tan^{-1} \left(\frac{-2\pi \times \text{sgn}(d_{lon})}{d_\phi} + \frac{d_{lon}}{d_\phi} \right), & |d_{lon}| > 0 \\ \tan^{-1} \left(\frac{d_{lon}}{d_\phi} \right), & |d_{lon}| \leq 0 \end{cases} \quad (15)$$

D. Cálculo da trajetória de voo de lançamento

Também utilizando equações de *Great Circle*, o ângulo da trajetória de voo é obtido com base na distância geográfica $dist$ entre os dois *keyframes* e na diferença de altitudes.

Inicialmente, as latitudes dos dois *keyframes* são convertidas de graus para radianos [11], conforme as expressões:

$$d_1 = \frac{src_{lat} \times \pi}{180} \quad (16)$$

$$d_2 = \frac{dest_{lat} \times \pi}{180} \quad (17)$$

Os ângulos d_1 e d_2 são então utilizados para obter um ângulo d_3 , com base nas longitudes dos *keyframes* [11], por meio da expressão:

$$d_3 = \sin^2 \left(\frac{d_2 - d_1}{2} \right) + \cos(d_1) \times \cos(d_2) \times \sin^2 \left(\frac{(dest_{lon} - src_{lon}) \times \pi}{360} \right) \quad (18)$$

É calculada então a distância $dist$ entre os dois *keyframes* no plano horizontal [11], por meio da expressão:

$$dist = 6.378.137 \times 2 \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{d_3}}{\sqrt{1 - d_3}} \right) \quad (19)$$

O ângulo γ da trajetória de voo é obtido por meio da expressão:

$$\gamma = \tan \left(\frac{dest_{alt} - src_{alt}}{dist} \right) \quad (20)$$

E. Cálculo do tempo de voo da bomba

Em um lançamento de bomba a baixa altura, o efeito da sustentação e do arrasto é desprezível no tempo de voo da

bomba. Considerando que a aeronave já registra as coordenadas geográficas e a elevação dos pontos de impacto, é possível utilizar um modelo Massa Ponto de zero arrasto para calcular o tempo de voo até o impacto, que leve em consideração apenas a aceleração da gravidade e as condições iniciais de lançamento, por meio de (10), utilizando a TAS e altitude de lançamento registradas, e a trajetória de voo calculada.

F. Seleção do keyframe de impacto da bomba

Com base no tempo de voo da bomba, obtido por meio de (10), é selecionado o *keyframe* com data/hora mais próxima do valor obtido a partir da soma da data/hora do *keyframe* de lançamento e do tempo de voo da bomba calculado.

G. Cálculo das trajetórias dos fragmentos

Iteram-se valores de CL, iniciando com 0,999, com incrementos negativos. A iteração é interrompida quando a velocidade inicial dos fragmentos não permita que estes atinjam a aeronave, com base na trajetória desta.

É calculada a massa do fragmento por meio de (5), o número de fragmentos por meio de (6), e a área de referência por meio de (7).

São calculadas então trajetórias dos fragmentos para ângulos de projeção dos fragmentos em relação ao horizonte de 90°, inclusive, a 0°, exclusive, utilizando Runge-Kutta de 4ª Ordem com $dt = 0.01$ e um modelo de Massa Ponto de alta fidelidade, definido por (11), sendo obtida uma matriz $T_{n \times 1}$ dos tempos e uma matriz X_f , $n \times 4$ da posição e da velocidade dos fragmentos no plano vertical para cada ângulo de projeção dos fragmentos.

Quando $z \leq 0$, é interrompida a iteração, e $T_{n,1}$ indica o tempo entre o lançamento e o impacto do armamento.

Ressalta-se que esta é uma simplificação, pois em condições reais os fragmentos seriam projetados no sentido de deslocamento do armamento, devido à inércia deste.

H. Obtenção dos impactos de fragmentos

Para cada tempo da simulação, são obtidos os *keyframes* da aeronave, e medido o ângulo formado entre o horizonte e a reta que liga a posição da aeronave no dado *keyframe* e o ponto de impacto do armamento. Esse ângulo é utilizado para determinar qual matriz $T_{n \times 1}$ utilizar como referência.

Caso a altitude dos fragmentos em determinado tempo em $T_{n \times 1}$ seja maior que a altitude do *keyframe*, significa que os fragmentos já passaram pela aeronave, podendo atingi-la.

Caso não haja, para nenhum tempo de simulação da trajetória dos fragmentos, situação em que os fragmentos estejam com altitude maior que o *keyframe* de referência, significa que não há impacto de fragmentos da massa analisada.

I. Número de acertos e probabilidade de acerto

A probabilidade de acerto é calculada com base na densidade dos fragmentos q_f , obtida por meio de (12), e na área vulnerável A_v da aeronave, por meio da expressão:

$$n_{hit} = q_f \times A_v \quad (21)$$

$$P_H = 1 - e^{-n_{hit}} \quad (22)$$

Todavia, caso seja determinado que não há o impacto de fragmentos em virtude da sua velocidade inicial, conforme modelado anteriormente, $n_{hit} = 0$.

J. Probabilidade de dano

A energia cinética de dado fragmento, em J, é obtida por meio da expressão:

$$E_{kin} = 1/2 m_f \times v^2 \quad (23)$$

sendo v a velocidade do fragmento.

Com base na tabela iv, é possível definir $P_{D/H}$ por meio do sistema:

$$P_{D/H} = \begin{cases} 90\%, & E_{kin} > 15.000 \\ 50\%, & 7.000 < E_{kin} \leq 15.000 \\ 10\% & E_{kin} \leq 7.000 \end{cases} \quad (24)$$

A probabilidade de dano P_D é obtida por meio do sistema:

$$P_D = \begin{cases} 1 - (1 - P_{k/h})^{n_{hit}}, & n_{hit} \geq 1 \\ n_{hit} \times P_{k/h}, & n_{hit} < 1 \end{cases} \quad (25)$$

IV. RESULTADOS

São somadas as probabilidades de impacto e probabilidade de dano para cada massa de fragmento analisada.

Os resultados de cada simulação foram obtidos em menos de 500 ms com o modelo implementado em C# e executado com um processador de 2.30 GHz, após os dados do ACMI já terem sido lidos e armazenados na memória RAM.

A. Aeronave A lançando com aproximadamente 2000ft AGL, 250 kt e 18° de mergulho (perfil 1)

Considere uma aeronave de ataque fictícia denominada A, lançando um armamento com os parâmetros da tabela v e *Safe Escape Manoeuvre* da tabela vi.

TABELA V. PARÂMETROS DE LANÇAMENTO NO PERFIL 1 PELA AERONAVE A

Pitch	Ângulo de mergulho	Proa Mag.	Altitude	Altura	CAS
-17,9°	-19,2°	135°	2.062ft	1.738ft	256,4kt

TABELA VI. SAFE ESCAPE MANOEUVRE DA AERONAVE A APÓS LANÇAMENTO NO PERFIL 1

Tempo	Dist.	Altura	Âng. Asp.	CAS	Pitch	G
-6,10s	2.575ft	1.726ft	56°	256kt	-17,9°	1,1G
-4,10s	1.747ft	1.496ft	49°	258kt	-1,4°	3,5G
-2,10s	932ft	1.556ft	31°	246kt	22,0°	3,6G
-0,10s	273ft	1.932ft	8°	222kt	43,6°	2,0G
0,00s	244ft	1.955ft	7°	219kt	44,1°	1,9G

Tempo	Dist.	Altura	Âng. Asp.	CAS	Pitch	G
0,25s	195ft	2.003ft	6°	217kt	44,5°	1,6G
0,50s	117ft	2.082ft	3°	213kt	44,1°	1,0G
0,75s	68ft	2.130ft	2°	211kt	43,9°	0,8G
1,00s	0ft	2.205ft	0°	208kt	43,6°	0,5G
1,50s	177ft	2.328ft	3°	203kt	41,9°	0,2G
2,00s	234ft	2.442ft	5°	197kt	38,0°	-0,2G
2,50s	354ft	2.549ft	8°	191kt	32,3°	-0,6G
3,00s	477ft	2.644ft	10°	187kt	26,4°	-0,8G

Para a detonação de uma MK-82, são obtidos possíveis acertos de fragmentos, conforme tabela vii.

TABELA VII. ACERTOS DE FRAGMENTOS DE UMA MK-82 A PARTIR DO LANÇAMENTO NO PERFIL 1 PELA AERONAVE A

Tempo (s)	CL (%)	Massa (g)	SRef (cm²)	Dist. (ft)	Alt. (ft)	P _H (%)	Vel. Frag. (m/s)	P _{D/H} (%)	P _D (%)
2,95	99,9	98,01	11,21	451	2624	0,05	61	10	0,01
Total						0,05			0,01

Observa-se que, mesmo a aeronave, lançando a 256 kt, e estando com atitude cabrada 44° e com 1955 ft de altura no momento da detonação do armamento, ainda assim fragmentos com massa de 98,01 g passam pela aeronave, com uma probabilidade de acerto de 0,05%, e probabilidade de dano de 0,01%.

B. Aeronave B lançando com aproximadamente 1200ft, 230 kt e 3° de mergulho (perfil 2)

Para uma aeronave de ataque fictícia denominada B, considere um lançamento com os parâmetros da tabela viii e *Safe Escape Manoeuvre* da tabela ix.

TABELA VIII. PARÂMETROS DE LANÇAMENTO NO PERFIL 2 PELA AERONAVE B

Pitch	Ângulo de mergulho	Proa Mag.	Altitude	Altura	CAS
-3°	-4,6°	136°	1.239ft	914ft	228,9kt

TABELA IX. SAFE ESCAPE MANOEUVRE DA AERONAVE B APÓS LANÇAMENTO NO PERFIL 2

Tempo	Dist.	Altura	Âng. Asp.	CAS	Pitch	G
-5,80s	2.380ft	914ft	69°	230kt	2,9°	1,1G
-3,80s	1.633ft	938ft	60°	227kt	18,4°	3,4G
-1,80s	977ft	1.235ft	38°	212kt	40,2°	2,5G
0,00s	555ft	1.651ft	19°	192kt	45,0°	0,7G
0,25s	494ft	1.718ft	16°	189kt	44,8°	0,6G
0,50s	451ft	1.762ft	14°	186kt	44,1°	0,5G
0,75s	393ft	1.829ft	12°	183kt	42,3°	0,2G
1,00s	354ft	1.872ft	11°	181kt	40,4°	0,0G
1,50s	269ft	1.975ft	8°	175kt	34,1°	-0,6G
2,00s	208ft	2.062ft	6°	170kt	26,2°	-1,0G
2,50s	208ft	2.138ft	6°	166kt	18,1°	-1,3G
3,00s	279ft	2.189ft	7°	163kt	10,7°	-1,3G
4,00s	506ft	2.244ft	13°	161kt	-2,6°	-1,2G

Para a detonação de uma mesma MK-82, são obtidos os possíveis acertos de fragmentos, conforme tabela x.

TABELA X. ACERTOS DE FRAGMENTOS DE UMA MK-82 A PARTIR DO LANÇAMENTO NO PERFIL 2 PELA AERONAVE B

Tempo (s)	CL (%)	Massa (g)	SRef (cm²)	Dist. (ft)	Alt. (ft)	P _H (%)	Vel. Frag. (m/s)	P _{D/H} (%)	P _D (%)
1,01	99,9	98,01	11,21	354	1872	0,10	183	10	0,01
1,57	99,6	65,68	8,59	253	1995	0,22	107	10	0,02
2,19	99,4	53,76	7,51	201	2094	0,20	70	10	0,02

3,02	99,2	46,69	6,84	279	2189	0,18	43	10	0,02
4,02	98,9	41,78	6,35	506	2244	0,17	24	10	0,02
Total						0,87			0,09

Perceba que fragmentos com massa acima de 41,78 g já passam pela aeronave, e o fragmento de massa 98,01g passa com velocidade maior, e, conseqüentemente, com maior energia, ainda que o lançamento tenha sido feito com 228 kt e a aeronave esteja a 1.651 ft de altura no instante de impacto da bomba.

A probabilidade de acerto chega a 0,87%, e a probabilidade de dano chega a 0,09%.

C. Aeronave B lançando com aproximadamente 2200ft, 430 kt e 19° de ângulo de mergulho

Considere ainda uma aeronave fictícia B lançando armamento com parâmetros da tabela xi e *Safe Escape Manoeuvre* da tabela xii.

TABELA XI. PARÂMETROS DE LANÇAMENTO NO PERFIL 3 PELA AERONAVE B

Pitch	Ângulo de mergulho	Proa Mag.	Altitude	Altura	CAS
-18,8°	-20,3°	008°	2.268ft	1.939ft	432kt

TABELA XII. SAFE ESCAPE MANOEUVRE DA AERONAVE B APÓS LANÇAMENTO NO PERFIL 3

Tempo	Dist.	Altura	Âng. Asp.	CAS	Pitch	G
-4,90s	3.338ft	1.911ft	60°	432kt	-18,3°	1,5G
-2,90s	2.672ft	1.685ft	58°	436kt	-8,7°	4,1G
-0,90s	1.159ft	1.428ft	39°	437kt	-1,4°	2,0G
0,00s	659ft	1.345ft	26°	439kt	1,0°	1,4G
0,25s	659ft	1.345ft	26°	439kt	1,0°	1,4G
0,50s	659ft	1.345ft	26°	439kt	1,0°	1,4G
0,75s	659ft	1.345ft	26°	439kt	1,0°	1,4G
1,00s	659ft	1.345ft	26°	439kt	1,0°	1,4G
1,50s	977ft	1.333ft	36°	437kt	1,3°	1,5G

Em virtude de a *Safe Escape Manoeuvre* ter sido feita na horizontal, e não na vertical, mais fragmentos passam pela aeronave, e em maior velocidade, conforme tabela xiii.

TABELA XIII. ACERTOS DE FRAGMENTOS DE UMA MK-82 A PARTIR DO LANÇAMENTO NO PERFIL 3 PELA AERONAVE B

Tempo (s)	CL (%)	Massa (g)	SRef (cm²)	Dist. (ft)	Alt. (ft)	P _H (%)	Vel. Frag. (m/s)	P _{D/H} (%)	P _D (%)
0,60	99,9	98,01	11,21	659	1345	0,15	278	10	0,01
0,74	99,6	65,68	8,59	659	1345	0,37	212	10	0,04
0,83	99,4	53,76	7,51	659	1345	0,37	181	10	0,04
0,90	99,2	46,69	6,84	659	1345	0,37	162	10	0,04
0,96	98,9	41,78	6,35	659	1345	0,37	148	10	0,04
1,07	98,4	35,12	5,66	714	1341	0,75	127	10	0,07
1,18	97,9	30,66	5,17	776	1341	0,74	111	10	0,07
1,37	96,9	24,79	4,48	909	1337	1,49	89	10	0,15
Total						4,53			0,46

A probabilidade de acerto chega a 4,53% e a probabilidade de dano chega a 0,46%.

V. CONCLUSÃO

Foi possível, com base na trajetória e nos eventos registrados pelo sistema *ACMI* de uma aeronave, e com base nas características dos armamentos lançados, determinar a probabilidade de acerto de fragmentos e a probabilidade de

dano causado por esses fragmentos. Se antes era possível analisar apenas se a aeronave livrou um dado envelope nominal apresentado pelo manual técnico da aeronave, com este modelo é possível calcular de fato a probabilidade de sobrevivência da aeronave com diferentes parâmetros de lançamento e recuperação.

Estar acima da altura mínima de recuperação no instante de impacto da bomba não necessariamente significa sobrevivência, nem estar abaixo representa que a aeronave será danificada.

Por ser um modelo de escala reduzida, há a vantagem de o modelo ser de rápida execução e que pode auxiliar na tomada de decisões. Por outro lado, o modelo não retrata perfeitamente a realidade devido às incertezas inerentes. Apesar deste modelo ser baseado em outros modelos que já foram validados, faz-se necessário realizar validações experimentais.

O conhecimento da probabilidade de acerto e da probabilidade de dano é importante para avaliar o desempenho do conjunto aeronave/piloto durante a *Safe Escape Manoeuvre*, bem como para definir novas táticas de emprego de armamento de fragmentação ou aprimorar as táticas já existentes.

A simulação traz aproximações, podendo haver divergências com a realidade. Cabe à autoridade realizar ensaios, definir qual a probabilidade de acerto aceitável para cada cenário, bem como qual a probabilidade de dano, para que os pilotos executem seus empregos de forma a enquadrarem-se a esses valores.

REFERÊNCIAS

- [1] KABZAS, RAFAEL. **Proposta de Complementação da Tabela Balística do A-29 para o Artefato BAFG-230**. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2022.
- [2] NATO INTERNATIONAL STAFF. **AASTP-1: Manual of NATO Safety Principles for the Storage of Military Ammunition and Explosives**. [S.l.], p. 588. 210.
- [3] AIR UNIV MAXWELL AFB AL. **A Comparative Analysis of Internal and External Solutions to Provide Air Combat Maneuvering Instrumentation Functionality**. [S.l.], 2001.
- [4] EMBRAER. **Extrato de Air Combat Maneuvering Instrumentation**. [S.l.], 2019.
- [5] NASA. **U.S. Standard Atmosphere, 1976**. Washington, D.C.: [s.n.], 1976.
- [6] UL LLC. **Altitude. Homer Software**. Disponível em: <<https://www.homerenergy.com/products/pro/docs/latest/altitude.html>>. Acesso em: 17 set. 2022.
- [7] UNITED STATES. ARMY. **TM 5-855-1: Fundamentals of Protective Design for Conventional Weapons**. [S.l.], 1986.
- [8] UNITED STATES. ARMY. **AMCP 706-160: Elements of Terminal Ballistics**. [S.l.], 1962.
- [9] DRIELS, M. R. **Weaponering Conventional Weapon System Effectiveness**. 2ª. ed. Virginia: AIAA Education Series, 2013.
- [10] MILITARY ANALYSIS NETWORK. **Introduction to Naval Weapons Engineering**. [S.l.]: [s.n.], 1998.
- [11] CAJORI, F. **A History of Mathematical Notations**. 2. ed. Chicago: Open court publishing, 1929. Disponível em: <<https://www.movable-type.co.uk/scripts/latlong.html>>.