

Avaliação de técnicas de lançamento de cargas baseada em Simulação e Regressão Logística

Mauro G Gazola¹, Denise B Ferrari¹

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

Resumo – Promover sustentação logística às forças terrestres constitui requisito essencial em campanhas militares desenvolvidas na região amazônica. Nesse contexto, lançamentos de carga pelas aeronaves C/SC-105 Amazonas, em ambientes noturnos para manter o fator surpresa, ganham destaque na efetivação das Ações de Ressuprimento Aéreo no âmbito da Força Aérea Brasileira. Este estudo apresenta dois modelos balísticos matemáticos de lançamento que incorporam os principais fatores que influenciam a trajetória de uma carga. Com base nesses modelos balísticos, Simulações de Monte Carlo foram implementadas para calibrar Modelos de Regressão Logística que permitissem estimar a probabilidade de queda da carga, em uma determinada área desejada no solo, para duas técnicas de lançamento de carga. Com os resultados obtidos, foi possível verificar qual das técnicas de lançamento mais se adequava às táticas de lançamentos noturnos, assim como estabelecer perfis de voo que mais impactassem na referida probabilidade.

Palavras-Chave – Ressuprimento Aéreo, Simulações de Monte Carlo e Modelos de Regressão Logística.

I. INTRODUÇÃO

A região amazônica denota, atualmente, relevância geoestratégica para o Brasil por seus recursos minerais, hidrografia, potencial energético, vasta biodiversidade, entre outros aspectos com potencial para contribuir com o desenvolvimento do país [10], além de representar possível cenário de beligerância com países que atentem contra a soberania nacional [16].

Considerando um conflito nessa região com o engajamento de forças terrestres, dadas as dificuldades de mobilidade dentro do teatro de operações (TO) amazônico, ações relacionadas à sustentação logística tornam-se complexas [9], requerendo maiores flexibilidade e capacidade de adaptação na efetivação das Ações de Ressuprimento Aéreo [8].

Nesse sentido, missões de lançamentos de carga, em especial as conduzidas em ambientes noturnos, são fundamentais para determinar o ritmo, a duração e a intensidade das campanhas militares desenvolvidas no TO amazônico, tendo influência direta no êxito das operações [7].

Neste estudo, foram exploradas duas técnicas de lançamento de carga, com vistas a atingir determinada área de impacto no solo que representasse uma “clareira na mata”. Por essas técnicas, o material a ser lançado é acondicionado em fardos com peso máximo de 226 quilos, na rampa traseira da aeronave, sendo sustentado, após estabilização vertical, por paraquedas não guiado com um estágio de ativação [5].

Desta forma, tendo como base de investigação dois modelos balísticos matemáticos de lançamento, por meio de análises conduzidas com Modelos de Regressão Logística, buscaram-se os fatores com maiores potenciais para aumentar a probabilidade de impacto da carga em uma área circular com raio de 150 m, considerando como variável resposta a probabilidade

Mauro G Gazola, mauromggs@fab.mil.br;
Denise B Ferrari, denise@ita.br.

de queda na referida área e os fatores Velocidade da Aeronave, Altura de Lançamento, Peso da Carga e Velocidade do Vento como variáveis explicativas.

Para a calibração dos Modelos de Regressão Logística, dados foram obtidos por meio de Simulações de Monte Carlo com os dois modelos balísticos matemáticos de lançamento de carga, os quais abarcaram os principais fatores responsáveis pelos desvios de trajetória.

O estudo está organizado em seis seções. A seguir, são apresentadas as duas técnicas de lançamento por meio de seus respectivos modelos balísticos matemáticos. Na sequência, são implementadas as Simulações de Monte Carlo com os modelos balísticos, considerando os comportamentos dos fatores por suas Funções Densidade de Probabilidade (FDP's), obtendo-se, como resultado, uma variável binária representativa da queda da carga dentro ou fora da área de impacto desejada. Posteriormente, a Regressão Logística é aplicada, obtendo-se modelos para estimar as probabilidades para as duas técnicas de lançamento em apreço, assim como são expostos os testes de adequabilidade desses modelos. Na sequência, gráficos de probabilidade comparativos são apresentados, assim como são discutidos perfis de voo mais adequados a lançamentos noturnos e implicações práticas para a Força Aérea Brasileira (FAB). E, por último, apresentam-se a conclusão e as perspectivas de expansão do estudo.

II. MODELOS BALÍSTICOS DE LANÇAMENTO DE CARGA

De forma geral, os modelos balísticos de lançamento são divididos em fases: interna, estabilização e estabilizada [18].

A fase interna se inicia com o acionamento da luz indicativa de livre lançamento, estando a carga posicionada na rampa traseira da aeronave. Transcorre-se, então, um intervalo denominado *Exit Time* (ET) de 0,2 s, considerado fixo neste estudo, relativo à reação do operador para acionar o mecanismo extractor. Quando a carga entra em contato com o meio aéreo, encerra-se essa fase [1].

Inicia-se, então, a fase de estabilização. A partir deste instante, a carga, com a velocidade inicial da aeronave (GS), desacelera até sua estabilização horizontal, transcorrendo um tempo denominado *Deceleration Quotient* (DQ). Estabilizada horizontalmente, computa-se a distância horizontal *Forward Throw Distance* (FTD) [12], conforme disposto em (1).

$$FTD = GS * (DQ + ET) \quad (1)$$

Ademais, ocorre a estabilização vertical devido ao processo de abertura do paraquedas, transcorrendo um tempo

denominado *Time of Fall Constant (TFC)* e se perdendo uma altura denominada *Vertical Distance (VD)* [18].

Na sequência, a carga ingressa na fase estabilizada, caracterizada pela razão de descida *Rate of Fall (RoF)*, conforme (2), em que ρ representa a densidade do ar, considerada constante ao valor do nível do mar ($1,225 \text{ Kg/m}^3$), e C_d o Coeficiente de Arrasto do paraquedas [12].

$$RoF = \sqrt{\frac{2 * \text{Peso}}{\rho * \text{Área Paraquedas} * C_d}} \quad (2)$$

Neste ponto, convém ressaltar que *RoF* não é constante, apresentando oscilações em torno de seu valor médio, consideradas perturbações estocásticas [12], devido a fatores como a presença de térmicas, movimentos pendulares da carga [14] e o fato de o valor médio de C_d oscilar segundo uma FDP Normal, $C_d \sim N(\mu C_d; \sigma C_d)$ [15].

Assim, para fins de simplificação, admite-se que o valor médio de *RoF* é distribuído segundo uma FDP Normal, $RoF \sim N(\mu RoF; \sigma RoF)$, afetando o tempo a que o conjunto carga-paraquedas permanece exposto à velocidade do vento, a qual também se distribui conforme uma determinada FDP [11].

Quando a carga atinge o solo, encerra-se a fase estabilizada, finalizando-se, também, o processo de lançamento [18].

No que tange à implementação das simulações, os valores dos parâmetros balísticos utilizados foram obtidos por meio de Avaliação Operacional conduzida em um Esquadrão Aéreo da FAB, em que lançamentos foram executados, através do paraquedas RAC-LS, com cargas de 30 Kg e 65 Kg, na região de Campo Grande – MS [4].

Referidos valores de parâmetros balísticos e a metodologia utilizada para seus cálculos, em decorrência de comporem documentação de acesso restrito, foram ocultados neste artigo e podem ser acessados por meio do Relatório de Avaliação Operacional 01/DIVAO/21, de 23 de fevereiro de 2021, de domínio do Instituto de Aplicações Operacionais, IAOp [4].

Elucidados os principais parâmetros balísticos componentes dos dois modelos de lançamento, será ressaltado, a seguir, o modo como os cálculos, relativos às duas técnicas de lançamento em apreço, foram executados para a implementação das simulações.

A. Técnica de Lançamento 1: CARP à distância FTD do Ponto de Impacto

Na Técnica 1, o *Computed Air Release Point (CARP)*, ponto geográfico em que se inicia o processo de lançamento [11], posiciona-se à distância FTD do Ponto de Impacto (PI), considerado, neste estudo, como o centro da circunferência

com raio de 150 m, área de impacto desejada no solo, conforme a Fig. 1.

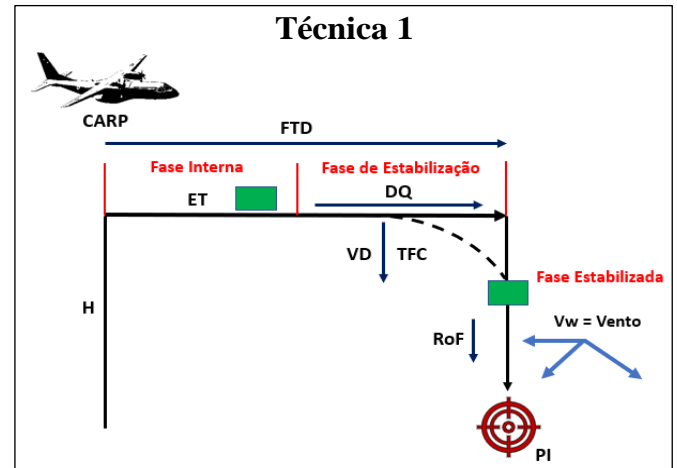


Fig. 1. Técnica 1 de lançamento de carga.

Nessa técnica, o CARP é calculado para que a carga inicie a fase estabilizada sobre o PI, passando, a partir deste momento, a desviar-se horizontalmente na direção do vento e proporcionalmente à sua velocidade de incidência [1], conforme disposto em (3).

$$\text{Desvio} = \text{Vel. Vento} * ((H - VD) | RoF) \quad (3)$$

B. Técnica de Lançamento 2: CARP sobre o Ponto de Impacto

Na Técnica 2, o CARP posiciona-se sobre o PI, projetando uma distância FTD à frente desse ponto, conforme a Fig. 2.

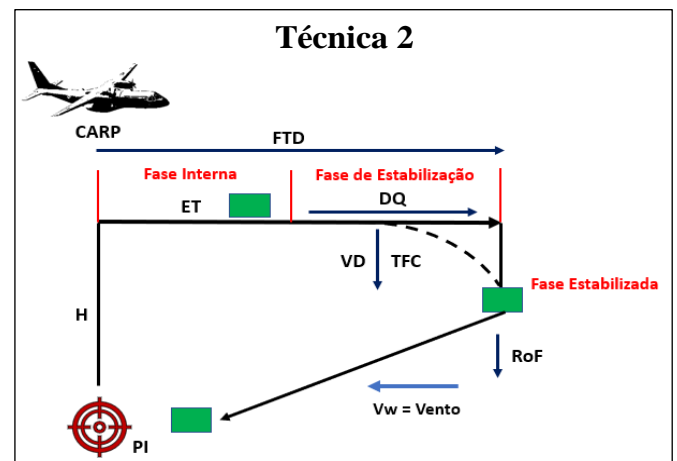


Fig. 2. Técnica 2 de lançamento de carga.

Nessa técnica, o perfil de lançamento dá-se com a aeronave mantendo um rumo fixo em sentido contrário à velocidade do vento, sendo esse assumido como invariável em direção [5]. Assim, o afastamento da carga em relação ao PI, centro da circunferência com raio de 150 m, é obtido conforme (4).

$$\text{Desvio} = FTD - (\text{Vel. Vento} * ((H - VD) | RoF)) \quad (4)$$

III. SIMULAÇÕES DE MONTE CARLO

Nesta etapa do estudo, Simulações de Monte Carlo foram conduzidas, considerando as duas técnicas de lançamento, para se investigar a queda da carga dentro da área de impacto desejada no solo, área circular com raio de 150 m, obtendo-se, como resultado, uma variável binária com valor 1, caso dentro, e 0 caso contrário.

Para a Técnica 1, os fatores considerados nas simulações foram Peso da Carga (com valores fixos em 30 Kg e 65 Kg), Altura de Lançamento (com valores uniformemente distribuídos no intervalo [500 ft, 1.000 ft]), Velocidade do Vento (com valores distribuídos segundo uma FDP Weibull no intervalo [0 m/s, 14 m/s]) e RoF (normalmente distribuídos com média μ_{30Kg} m/s e desvio-padrão σ_{30Kg} , e média μ_{65Kg} m/s e desvio-padrão σ_{65Kg}); enquanto para a Técnica 2, além dos fatores mencionados, adicionou-se a Velocidade da Aeronave (com valores uniformemente distribuídos no intervalo [100 Kt, 150 Kt]).

Neste ponto, convém destacar que o fator Velocidade da Aeronave, representado por GS, não possui relevância na Técnica 1, uma vez que o CARP, que se iguala à FTD, será ajustado pelo piloto em função da GS mantida no início do processo de lançamento, conforme (1), com a carga ingressando na fase estabilizada exatamente sobre o PI, momento em que as simulações são implementadas, para a referida técnica, por meio do modelo balístico matemático disposto em (3).

Deste modo, para a obtenção dos valores de entrada nas simulações das duas técnicas de lançamento, com a observância dos parâmetros estabelecidos acima, um algoritmo para gerar números aleatórios foi implementado no *software* estatístico R, produzindo, pois, números pseudoaleatórios baseados nas FDP's constantes da Tabela I [2].

TABELA I. FDP'S DOS FATORES SIMULADOS

	Peso	Altura	Vel. Vento	RoF	Vel. Aeronave
Téc.1	30 Kg	X ~ Unif. (mín = 500 ft, máx = 1000 ft)	X ~ Weibull ($\alpha = 2,137, \beta = 5,892$)	X ~ N ($\mu = \mu_{30} ; \sigma = \sigma_{30}$)	Não aplicável
	65 Kg			X ~ N ($\mu = \mu_{65} ; \sigma = \sigma_{65}$)	
Téc.2	30 Kg	500 ft, máx = 1000 ft)	= 2,137, $\beta = 5,892$)	X ~ N ($\mu = \mu_{30} ; \sigma = \sigma_{30}$)	X ~ Unif. (mín = 100 Kt, máx = 150 Kt)
	65 Kg			X ~ N ($\mu = \mu_{65} ; \sigma = \sigma_{65}$)	

Fontes: [4]-[11].

No total, para cada técnica de lançamento, foram simulados 2.000 lançamentos, sendo 1.000 com cargas de 30 Kg e 1.000 com cargas de 65 Kg, em que foram computados os afastamentos da carga em relação ao centro da área circular com raio de 150 m, assim como estabelecida a referida variável binária, obtendo-se, pois, dados para calibrar os Modelos de Regressão Logística.

IV. MODELAGEM UTILIZANDO REGRESSÃO LOGÍSTICA

Os dados obtidos para a calibração, com base nos resultados das simulações, consistiram em 2.000 combinações de valores das variáveis explicativas $\mathbf{x} = (x_1, x_2 \dots x_k)$, para cada uma das técnicas de lançamento em apreço, atreladas aos seus correspondentes resultados na variável dependente binária Y,

que assumiu o valor 1 em caso de queda da carga dentro da área circular com raio de 150 m, e 0 caso contrário.

Assim, considerando que a probabilidade de queda da carga dentro da referida área, $P(Y = 1|\mathbf{x})$, equivale à esperança da variável dependente Y para cada combinação possível das variáveis explicativas $\mathbf{x} = (x_1, x_2 \dots x_k)$, $E(Y|\mathbf{x})$, o Modelo de Regressão Logística a ser concebido, tendo como variável resposta essa probabilidade, é o disposto em (5), sendo $\pi(\mathbf{x}) = P(Y = 1|\mathbf{x}) = E(Y|\mathbf{x})$ [13].

$$\pi(\mathbf{x}) = \frac{e^{\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k}}{1 + e^{\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k}} \quad (5)$$

A Tabela II apresenta as estimativas dos parâmetros β , seus intervalos de confiança de 95%, a transformação antilogaritma dos parâmetros β menos 1 ($e^{\beta} - 1$) e os Valores-P do teste Wald, os quais foram utilizados para se testar a hipótese nula (H_0) de que os β estimados são iguais a zero, considerando um nível de significância $\alpha = 0,05$ [17].

TABELA II. SUMÁRIO DOS MODELOS PARA ESTIMAR PROBABILIDADES.

Técnica 1					
Var. Indep	β	Int. Conf. 95% β	$e^{\beta} - 1$	Valor-P	
Altura	-0,0869	- 0,101 a - 0,075	-0,08	2,20E-16	
Vel. Vento	-4,3845	- 5,041 a - 3,811	-0,99	2,20E-16	
Peso	0,1174	0,097 a 0,140	0,12	2,20E-16	
Técnica 2					
Var. Indep	β	Int. Conf. 95% β	$e^{\beta} - 1$	Valor-P	
Altura	-0,093	- 0,107 a - 0,081	-0,09	2,20E-16	
Vel. Vento	-3,0873	- 3,520 a - 2,706	-0,95	2,20E-16	
Peso	0,1991	0,172 a 0,229	0,22	2,20E-16	
Vel. Aeronave	0,1246	0,091 a 0,161	0,13	3,08E-14	

Fonte: Autor.

Neste ponto, convém esclarecer a interpretação do termo ($e^{\beta} - 1$), pois representa a estimativa da variação na *Odds-Ratio* (razão entre as probabilidades de queda dentro e fora da área circular, $P(Y = 1|\mathbf{x})/P(Y = 0|\mathbf{x})$) correspondente à variação na variável explicativa do β considerado, mantendo-se fixas as demais variáveis explicativas [17]. Deste modo, o raciocínio exposto será útil para se analisar a capacidade de influência de um fator específico nas duas técnicas de lançamento de carga em apreço.

Para verificar a adequabilidade dos Modelos de Regressão Logística, ou seja, se as probabilidades estimadas pelos modelos refletem, de forma precisa, as probabilidades obtidas com os dados gerados por meio de simulação, foi implementado o Teste Hosmer-Lemeshow. Nesse processo, grupos compostos de 10 estimativas de probabilidade são formados para serem comparados às probabilidades produzidas com a base de dados [13].

As comparações se dão conforme a Fig. 3, em que as linhas azuis apontam os desvios das probabilidades calculadas pelos modelos em relação às observadas nas bases de dados. Ademais, é possível obter-se a estatística teste C (*Hosmer-Lemeshow goodness of fit statistic*), que possui distribuição de probabilidade aproximada à Qui-Quadrado, podendo ser utilizada para se testar H_0 de que os modelos concebidos se

adequam aos dados analisados, considerando um nível de significância $\alpha = 0,05$ [13].

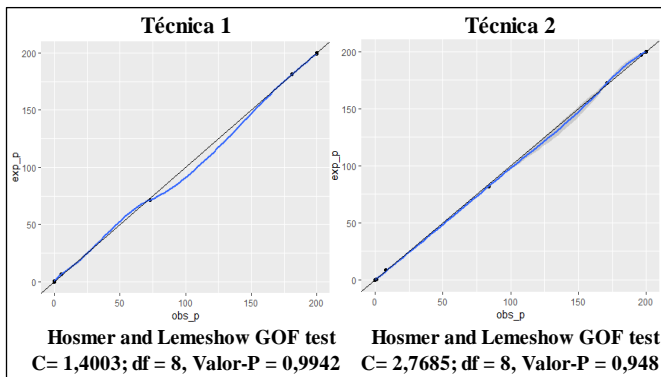


Fig. 3. Testes de adequabilidade Hosmer-Lemeshow.

Portanto, para as duas técnicas de lançamento em apreço, os Valores-P calculados não permitem rejeitar H_0 de que os modelos para estimar probabilidades concebidos se adequam aos dados gerados por meio de simulação.

V. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Concebidos os modelos para estimar probabilidades, conforme discriminado na Tabela II, foram gerados gráficos que permitiram obter as estimativas da probabilidade de queda da carga dentro da área circular com raio de 150 m em função de variações de um fator específico, mantendo-se os demais fixos em seus valores médios, conforme Tabela III, sendo possível, desta forma, realizar análises comparativas para as duas técnicas de lançamento abordadas neste estudo.

TABELA III. MÉDIA DOS FATORES.

Média dos Fatores	
Altura	750 ft
Vel. Vento	10 Kt
Peso	47,5 Kg
Vel. Aeronave	125 Kt

Fonte: Autor.

Considerando que os treinamentos, no âmbito da FAB, de missões de Navegação à Baixa Altura (NBA) em ambientes noturnos, para a Aviação de Transporte, são realizados a 500 ft de altura [6], buscar meios para se elevar essa altura, sem impactos negativos na taxa de eficiência de uma missão de lançamento de carga [5], diminuindo, desta forma, os riscos relacionados às colisões com obstáculos [3], possibilita que sejam estabelecidos perfis de voo que contribuam para uma maior efetividade das Ações de Ressuprimento Aéreo [8].

Deste modo, ao se considerar a Altura de lançamento como fator de análise, a Fig. 4 denota que efetuar um lançamento utilizando a Técnica 1, a 500 ft, apresenta probabilidade de queda, dentro da área desejada, aproximadamente igual a 72%. Em contrapartida, a Técnica 2 permite uma elevação da altura de navegação da aeronave para 800 ft com o aumento da probabilidade para 90%, mostrando-se, pois, mais eficiente e segura.

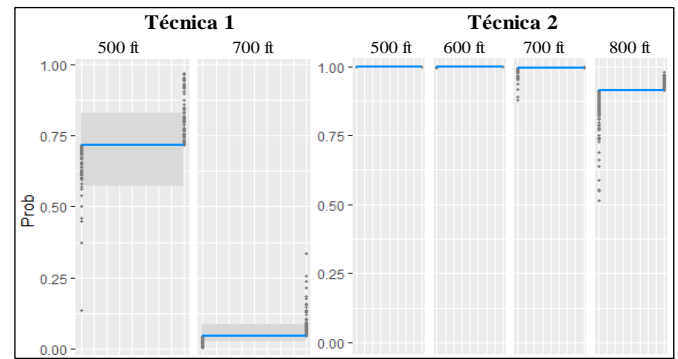


Fig. 4. Gráficos de Probabilidade: Fator Altura de Lançamento.

No que tange ao fator de análise Peso da carga, a Fig. 5 denota que os aumentos na quantidade de material a ser lançada, por meio da Técnica 2, contribuem de forma mais efetiva para se alcançar os padrões de eficiência de uma missão de lançamento [5], sendo possível atingir uma taxa de 100% de acerto da área desejada com o seguinte perfil de voo: altura 750 ft, velocidade do vento de 10 Kt e contrária ao sentido de voo, velocidade da aeronave de 125 Kt e peso da carga de 65 Kg.

Neste ponto, convém ressaltar que esse perfil atende, de forma conveniente, a algumas necessidades operacionais dos Esquadrões Aéreos da FAB que operam as aeronaves C/SC-105 Amazonas e treinam missões de lançamentos noturnos em combate, tais como altura segura para a realização de uma NBA [6], velocidade prevista em manual de doutrina para lançamentos com a referida aeronave, condições atmosféricas (velocidade do vento) frequentemente encontradas no país [11], maximização da quantidade de material destinado (neste caso 65 Kg) e taxa de acerto do lançamento de 100% (taxa desejável para a realização de voos, em combate, com uma única passagem sobre a zona de lançamento) [5].

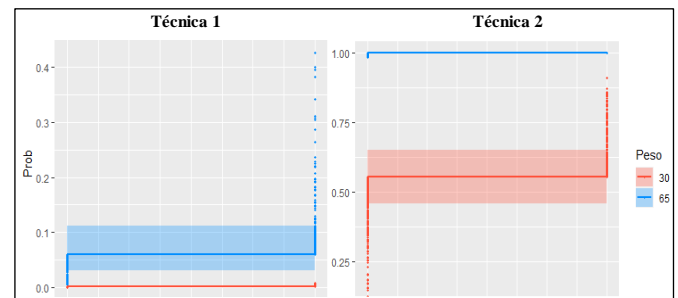


Fig. 5. Gráficos de Probabilidade: Fator Peso da Carga.

Considerando a Velocidade do Vento, fator de maior influência sobre a carga na fase estabilizada [11], a Fig. 6 denota que a Técnica 2 apresenta-se mais robusta em relação a esse fator, enquanto a Técnica 1 mostra-se mais vulnerável, de modo que, para idênticas condições atmosféricas e perfis de voo, a carga tende a apresentar maiores desvios de trajetória quando a Técnica 1 é empregada.

Deste modo, é possível manter a taxa de acerto da área desejada próxima de 97%, com 10 Kt de velocidade do vento, quando a Técnica 2 é executada, face uma taxa consideravelmente baixa quando a Técnica 1 é colocada em prática.

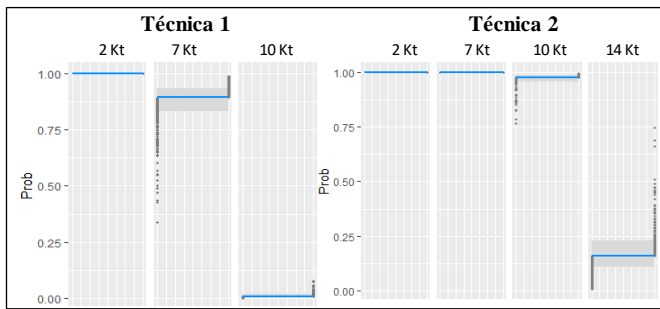


Fig. 6. Gráficos de Probabilidade: Fator Velocidade do Vento.

Desta forma, como se constata, por meio das análises conduzidas com base em dados de lançamentos gerados via simulação, a Técnica 2 apresenta relevante vantagem sobre a Técnica 1, em termos de eficiência (taxa de acerto), quando se considera, como região de interesse, uma área circular de 150 m de raio, mostrando-se, pois, nessas condições de contorno, técnica de lançamento mais adequada a ser aplicada nas Ações de Ressuprimento Aéreo em ambientes noturnos.

VI. CONCLUSÕES

Promover o apoio logístico preciso e adequado às forças terrestres, em especial no TO amazônico, região complexa que se caracteriza por densa vegetação e dificuldades de locomoção por modais de transporte convencionais, constitui fator diferencial no desenvolvimento de campanhas militares pela Força Aérea Brasileira.

Nesse contexto, a efetivação das Ações de Ressuprimento Aéreo, com o emprego das aeronaves C/SC-105 Amazonas nos lançamentos de fardos, em ambientes noturnos visando à redução da possibilidade de detecção pelas forças oponentes, estimula a proposição de novas técnicas de lançamento, assim como o aprimoramento das atualmente empregadas nos Esquadrões Aéreos.

Entretanto, diante dessas necessidades de aperfeiçoamento técnico, dificuldades de várias ordens se apresentam, como o alto custo para se realizar experimentos reais de lançamentos, a reduzida quantidade de registros de lançamentos que sigam um perfil preestabelecido conjugado a um determinado delineamento do experimento, entre outras, evidenciando demandas por métodos alternativos capazes de contorná-las.

Nesse sentido, este estudo procurou superar essas dificuldades por meio da implementação de Simulações de Monte Carlo, amparadas em base estatística e em experimentos delineados, com dois modelos balísticos matemáticos representativos de duas técnicas de lançamento para serem avaliadas.

Com base nos resultados das simulações, Modelos de Regressão Logística foram utilizados para se estimar probabilidades e conceber gráficos comparativos, obtendo-se, pois, condições para se analisar os perfis de voo, considerando as duas técnicas de lançamento, que mais se adequassem aos lançamentos noturnos, ou seja, que permitissem uma alta taxa de acerto aliada a aumentos na quantidade de carga destinada e a elevações na altura de navegação da aeronave.

Desta forma, os modelos para estimação de probabilidades, relativos às duas técnicas de lançamento, têm potencial para dotar os Esquadrões que realizam as Ações de Ressuprimento Aéreo com uma metodologia que possibilita análises, onde são conjugados parâmetros de planejamento de uma missão, capazes de aumentar a efetividade dos lançamentos em

circunstâncias de alto risco, como os lançamentos de fardos em ambientes noturnos.

Não obstante, uma peculiaridade a ser destacada refere-se ao fato de que os resultados alcançados, neste estudo, fundamentaram-se em dados relativos à velocidade do vento da região de Campo Grande – MS. E por esse fator apresentar diferentes características em função das regiões do país, a realização de simulações considerando outras áreas, como a região amazônica mencionada, requer a aplicação da metodologia a uma nova base de dados que caracterize o comportamento do vento nessa localidade.

Por fim, para o aprimoramento das análises e um potencial aumento da precisão dos lançamentos, outros fatores influentes podem ser considerados nas simulações por meio de suas FDP's. Ademais, a área de impacto desejada pode ser diminuída com vistas a reduzir o nível de exposição das tropas no TO, circunstância que, a depender dos valores assumidos na combinação dos fatores, pode ensejar resultados divergentes dos alcançados neste estudo.

REFERÊNCIAS

- [1] Boggs, C. Computed Air Release Point, Data Collection, Post Processing and Applications. AIAA 2015-2172. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. 2015.
- [2] Bonate, P. A Brief Introduction to Monte Carlo Simulation. 40. 15-22. 10.2165, 2001.
- [3] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. CENIPA. Gestão da Segurança de Voo na Aviação Brasileira, NSCA 3-3. 2018.
- [4] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. COMPREP. Instituto de Aplicações Operacionais, IAOP. RAVAOP 01/DIVAO/21 do CARP da aeronave SC-105, de 23 de fevereiro de 2021. Documentação de Acesso Restrito. Não publicado.
- [5] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. COMPREP. Manual de Doutrina e Procedimentos de Lançamento Aéreo, NOPREP/TTP/14. 2020.
- [6] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. COMPREP. Treinamento de Navegação à Baixa Altura, NOPREP/OPR/14. 2018.
- [7] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. DCA 11-45. Concepção Estratégica, Força Aérea 100, 2018.
- [8] Brasil. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. Portaria nº 1.225/GC3, de 10 de novembro de 2020. DCA 1-1 "Doutrina Básica da Força Aérea Brasileira - Volume 2, 2020.
- [9] Brasil. Ministério da Defesa. Exército Brasileiro. Comando de Operações Terrestres. EB70-MC-10.223 Operações. 5. ed. Brasília, DF, 2017.
- [10] Brasil. Presidência da República. Política de defesa nacional. Parcerias Estratégicas, v. 1, n. 2, 1996.
- [11] Gazola, M. G. e Ferrari, D. B. Análise do efeito do Vento, como fator não-controlado, nas Ações de Ressuprimento Aéreo na Força Aérea Brasileira. In Anais do XXIII SIGE, Simpósio de Aplicações Operacionais em Áreas de Defesa. Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos-SP. 2021.
- [12] Henry, M., Ormonde, C. e Patel, S. Characterizing the Performance of Two Stage Ballistic Systems. 21st AIAA, 2011.
- [13] Hosmer, D. W. J.; Lemeshow, S.; Sturdivant, R. X. Applied Logistic Regression. 3rd ed. Wiley. 2013.

- [14] Kelly, K and Pena, B. Wind study and GPS dropsonde applicability to airdrop testing. AIAA 2001. 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. May 2001.
- [15] Leonard, A., Klein, B., Jumonville, C., Rogers, J., Gerlach, A. e Doman, D. Probabilistic Algorithm for Ballistic Parachute Transition Altitude Optimization *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 2017 40:12, 3037-3049, 2017.
- [16] Mattos, A. M. O Interesse Nacional e os Interesses Internacionais na Amazonia Brasileira. *Revista Brasileira Estudos Políticos*, v. 71, p. 101, 1990.
- [17] Mendenhall, W.; Sincich, T.; Boudreau, N. S. *A second course in statistics: regression analysis*. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall. 2003.
- [18] Patel, S.; Cohanin, B.; Henry, M.; Boggs, C.; Corner, S. *Unguided Parachute Ballistics: Data Collection, Post Processing and Applications*. 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Denver, Colorado, June 2017.