

Análise de variância na determinação do ruído interno do Helicóptero H-50

Fernando Lucas Soares Corrêa, Ricardo Sutério, Donizeti de Andrade

ITA – Instituto Tecnológico da Aeronáutica -

Pç Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vilas das Acácias -CEP 12.228-900 - São José dos Campos - SP, Brasil

Resumo — *O presente trabalho tem por objetivo validar o tratamento estatístico de análise de variâncias (ANOVA) como ferramenta para a determinação dos níveis de ruído interno do helicóptero H-50. Para tanto, foram obtidos os dados experimentais por meio de ensaios em voo e em conformidade com a norma técnica MIL-STD-1294A. Os fatores influentes dos níveis sonoros foram analisados e tratados conforme a teoria ANOVA, tendo sido obtidas as superfícies de contorno de ruído predito em função da velocidade verdadeira, níveis de potência e para as condições de portas abertas e fechadas. No caso do H-50 foi verificado que a velocidade à frente é o fator mais influente, ao passo que os níveis de potência aplicada têm pouca influência no nível de ruído total. Foi concluído que, em todas as configurações ensaiadas, os ruídos superam 85 dBA, o que requer proteção auricular e redução da exposição para fins de conservação da audição. Por fim, foi verificado que a análise de variância apresenta resultados satisfatórios para a determinação dos fatores influentes e níveis de exposição ao ruído.*

Palavras-Chave — Ruído, Helicóptero, ANOVA.

I. INTRODUÇÃO

O helicóptero trouxe inegável avanço operacional nas atividades das Forças Armadas e a cada dia mostra-se como o mais versátil vetor aéreo disponível na atualidade. Vem sendo empregado em ações de busca e resgate, apoio aéreo aproximado, escolta, ataque, infiltração e exfiltração aérea, evacuação aeromédica, transporte logístico, entre outras atividades de interesse do Comando da aeronáutica, conforme previsto na DCA 1-1 – Doutrina Básica da FAB [1].

Apesar da flexibilidade, os helicópteros são notoriamente reconhecidos como fontes de vibrações e de ruídos. A depender do local onde é realizada a medição dos sons, os ruídos podem ser classificados como ruído externo, evidenciado como poluição sonora, e ruído interno, de maior interesse para aspectos operacionais e de saúde para tripulantes e passageiros.

O aumento das operações de helicópteros nos grandes centros urbanos e a maior conscientização em busca de atividades sustentáveis e menos poluentes conduziram a ICAO (*International Civil Aviation Organization*) a se unir a governos e fabricantes em busca de alternativas para diminuição da poluição sonora advinda dos helicópteros [2].

Se por um lado os ruídos externos são fatores de atenção dos governos em busca de melhores condições de vida e preservação do meio ambiente, por outro lado as tripulações dos helicópteros também são expostas a intensidades de ruído que podem afetar a saúde e comprometer a execução de tarefas inerentes à missão, como por exemplo, de realização de tarefas em missões aeromédicas, como o uso do estetoscópio pelo médico ou enfermeiro [3].

Desta forma, com o objetivo de manter a saúde das tripulações, melhorar a eficiência na realização das missões e aplicar medidas mitigadoras quanto à exposição a ruídos, faz-se necessário conhecer, por meio de medições, os níveis sonoros no interior dos helicópteros aos quais as tripulações serão expostas durante suas tarefas.

A *International Organization for Standardization* (ISO) emitiu a norma técnica ISO 5129:2011 *Acoustics - Measurement of sound pressure levels in the interior of aircraft during flight*, com o objetivo de padronizar as medições sonoras no interior das aeronaves. Já no âmbito militar, a norma MIL-STD-1294A [4], apesar de inativa desde 1995 e sem substituição, apresenta os critérios e cuidados necessários para a realização das medições, técnicas ainda hoje aplicadas na aquisição de dados experimentais [5].

Tanto a norma ISO 5129, quanto a MIL-STD-1294A estabelecem que as medidas devam ser realizadas em cada estação dos tripulantes e passageiros, de acordo com o interesse do experimentador. No caso do presente trabalho, foram realizadas medições entre os assentos dos pilotos, linha do ouvido, conforme previsto na norma MIL-STD.

Os custos com a instrumentação completa para cada posição na aeronave e com horas de voo necessárias para abranger todo o domínio do voo podem se tornar proibitivos. Dessa forma, com o intuito de atender os requisitos da norma MIL-STD-1294A, com economia de recursos, foi elaborado o presente projeto de experimento para determinar os fatores mais influentes no ruído interno.

A partir dos dados coletados, torna-se possível a adequação dos procedimentos operacionais, sobretudo em missões aeromédicas. No âmbito da engenharia, os dados podem vir a ser subsídios para a implementação de medidas que visem a redução dos ruídos internos percebidos pelas tripulações ou ainda melhorias nos sistemas de intercomunicação.

Os helicópteros, como máquinas complexas, possuem diversas fontes de ruído, quais sejam: rotor principal, rotor de cauda, transmissões, motor(es), fuselagem e demais sistemas, como bombas hidráulicas e ventilação [6].

A aerodinâmica envolvida no voo do helicóptero causa variações dos níveis de ruído total, devido, sobretudo aos fenômenos conhecidos como BVI (*Blade Vortex Interaction*), também conhecido como *Blade Slap*, que é a interação a cada revolução dos sons advindos do vórtex gerado nas pontas das pás do rotor, interagindo entre si. Outro fenômeno aeroacústico tem origem nas ondas de choque formadas a partir das flutuações rápidas no escoamento (condição de fluido compressível) da pá que avança, gerando um som de impulso. Essa condição é agravada pela velocidade à frente e a rotação do rotor (NR) [7].

O helicóptero H-50, designação militar do modelo AS350B (Airbus Helicopters), é empregado na FAB primariamente como plataforma de instrução básica e avançada dos novos pilotos. De forma secundária, mas não menos importante, o H-50 é empregado em missões de alerta SAR (*Search and Rescue*), evacuação aeromédica, ensaios em voo, patrulha patrimonial e operações especiais. O H-50 foi escolhido para o experimento por ser uma aeronave versátil e amplamente utilizada nas missões da FAB.

Em determinadas missões, como resgate no mar, busca e patrulha patrimonial, as portas corredeiras devem ficar abertas; por esse motivo ambas as condições (abertas/fechadas) foram analisadas.

Dessa forma, com base nas características de operação do H-50 e nas principais fontes de ruído previstas na teoria aplicada, foi realizado o projeto de experimento, no qual foram buscadas as variações de 3 fatores predominantes: a condição das portas (abertas ou fechadas), a velocidade à frente (em KTAS – velocidade verdadeira em knots) e a potência desenvolvida pelo motor (em Ng - rotação da turbina geradora de gases). Os níveis de cada fator são apresentados na Tabela I.

TABELA I – EXPERIMENTO 4x4x2

Fator	Níveis	Unidade	Valores / Níveis
Portas	2	CATEGÓRICO	ABERTAS, FECHADAS
Velocidades	4	KTAS	40, 65, 80, 105
Potência	4	%Ng	82, 89, 94, 97

O fator velocidade verdadeira apresenta o valor mínimo de 40 kt por ser a menor velocidade indicada no velocímetro da aeronave e máxima de 105 kt em função do limite de operação com as portas abertas (110 kt). Os níveis de potência de 82% a 97% de Ng representam, respectivamente, 20% da potência máxima do motor e a PMC (Potência Máxima Contínua) nas condições ensaiadas.

Foram realizados os arranjos combinatórios, totalizando 32 condições sem repetição. Os fatores peso da aeronave e densidade do ar, também influentes no ruído total [6], não foram analisados por restrições de horas de voo e infraestrutura. Por isso foram apenas controlados.

O projeto de experimento foi submetido à Divisão de Ensaios em Voo do Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV), sendo submetido à análise técnica de adequação às técnicas de ensaios em voo e análise de segurança de voo, tendo sido aprovado e encaminhado à equipagem de ensaios para a coleta dos dados.

No presente trabalho são apresentados os dados obtidos nos ensaios para determinação e análise dos fatores contribuintes para o nível de ruído sonoro no interior da cabine do H-50. Após a introdução (primeira seção), são apresentadas outras quatro seções, sendo a segunda referente às condições relevantes e apresentação dos dados coletados. Na terceira seção, serão apresentadas as análises estatísticas do experimento, utilizando-se as técnicas de Análise de Variância – ANOVA [8], tomando-se por parâmetro o fator de confiança de 95%. Na quarta seção são apresentados os gráficos de superfície e de contorno da resposta predita por meio da regressão linear. Por fim, na quinta e última seção, vai ser apresentada a conclusão sobre os resultados obtidos e o possível impacto operacional.

II. CONDIÇÕES RELEVANTES E DADOS OBTIDOS

Os ensaios foram realizados em aproveitamento de missão de traslado, sendo que nenhum esforço aéreo dedicado foi disponibilizado, pressupondo que não houve custo direto envolvido no experimento.

As condições atmosféricas e de controle são apresentadas na Tabela II

TABELA II – CONDIÇÕES RELEVANTES

Matrícula	8766
Peso médio	1.870 kgf
Altitude Pressão (Zpi)	2.000 ft
Vento na superfície	7 kt
Temperatura a 2.000 ft	21° C
QNH	1.016 hPa
Umidade Relativa	53.7%
Ruído ambiente	61.2 dBA
(antes da partida)	(Zpi = -120 ft, Ti = 31° C)

A instrumentação consistiu de um decibelímetro digital Homis 428, S/N 07091420, com certificado de calibração expedido pela Ferbran, nº 76537, com resolução de 0,1 dBA.

As medições foram realizadas a 0,8 m do piso da cabine, entre as poltronas dos pilotos, na altura dos ouvidos dos mesmos.

Todas as medidas foram realizadas empregando-se o circuito de compensação A (A-weighting), conforme Fig. 1, e são expressos em dBA. A ponderação do tipo A, além de ser aquela que mais se aproxima dos níveis percebidos pelo ouvido humano, também é também o padrão estipulado na norma MIL-STD 1294A.

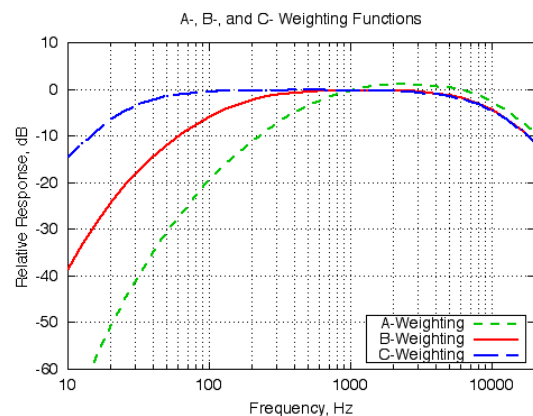


Fig. 1. Funções de ponderação (Weighting) [10].

O helicóptero foi estabilizado em cada uma das condições (combinações) e a estabilização foi mantida por 30 segundos, conforme previsto pela norma MIL-STD [4].

As faixas de medida e tolerâncias, conforme descrito na ordem de ensaio aprovada pelo IPEV, são apresentadas na Tabela III.

TABELA III – FAIXA DE MEDIDA E TOLERÂNCIA

Parâmetro	Faixa	Tolerância
Velocidade	± 5 kt	± 1kt
Zpi	± 500 ft	-
%Ng	± 2%	± 1%

Os resultados obtidos nos ensaios em voo são apresentados na Tabela IV.

TABELA IV – DADOS COLETADOS

Portas (0-Fechada 1- Aberta)	Velocidade (KTAS)	Potência (%Ng)	Nível de Ruído (dBA)
0	42	82	86.6
0	42	89	89.2
0	42	94	87.3
0	42	97	87.0
0	68	82	88.9
0	68	89	89.8
0	68	94	90.8
0	68	97	91.0
0	84	82	89.6
0	84	89	91.2
0	84	94	92.1
0	84	97	91.8
0	110	82	93.0
0	110	89	92.8
0	110	94	92.8
0	110	97	94.7
1	42	82	89.8
1	42	89	90.7
1	42	94	90.8
1	42	97	92.4
1	68	82	91.3
1	68	89	94.5
1	68	94	92.8
1	68	97	92.3
1	84	82	93.5
1	84	89	95.2
1	84	94	95.2
1	84	97	94.5
1	110	82	98.8
1	110	89	98.0
1	110	94	98.6
1	110	97	96.5

III – ANÁLISE DOS DADOS

Os dados coletados foram tratados conforme teoria aplicável à análise de variâncias – ANOVA, nos moldes propostos por Montgomery [8].

1) *Pré-Análise*: antes de prosseguir com os cálculos, faz-se necessária uma análise qualitativa dos dados. Para tanto foi gerado o gráfico do tipo *box-and-wiskers*.

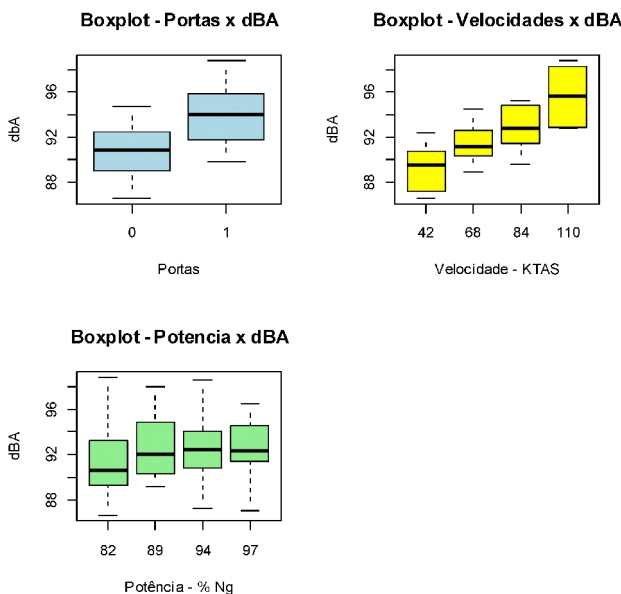


Fig. 2. Boxplots dos fatores.

A análise qualitativa das médias sugere que as portas abertas e a condição de maior velocidade aumentam o nível de ruídos, entretanto, não é possível concluir que a potência empregada cause diferenças nas médias.

2) *ANOVA*: no projeto de experimento proposto, foram estabelecidos os fatores de interesse, correlacionando a teoria referente aos geradores de ruído nos helicóptero, buscando-se a influência de cada fator, suas interações e nível de significância na resposta total. O modelo estatístico linear do experimento completo é apresentado em (1).

$$y_{ijkl} = \mu + \tau_i + \beta_j + \gamma_k + (\tau\beta)_{ij} + (\tau\gamma)_{jk} + (\beta\gamma)_{jk} + (\tau\beta\gamma)_{ijk} + \epsilon_{ijkl} \quad (1)$$

Com base no modelo estatístico completo, foi utilizado o *freeware* estatístico R [9] para o processamento dos dados. Como o experimento foi realizado sem repetições, as influências de cada fator e interações foram analisadas com base nas somas dos quadrados, tendo sido obtido o resultado da Fig. 3

	Df	Sum Sq	Mean Sq
Portas	1	99.05	99.05
Velocidade	3	174.31	58.10
Potência	3	7.98	2.66
Portas:Velocidade	3	4.29	1.43
Portas:Potência	3	1.45	0.48
Velocidade:Potência	9	5.96	0.66
Portas:Velocidade:Potência	9	11.76	1.31

Fig. 3. ANOVA – Modelo Completo

3) *Modelo Reduzido*: No tocante aos fatores influentes, fica evidenciado que a configuração das portas e a velocidade são os fatores mais influentes no nível de ruído. Interações de segunda ordem mostram influência desprezível e a interação de terceira ordem, uma influência mínima. Assim, de forma a prosseguir na análise, faz-se necessário desprezar os fatores de maior ordem não influentes. O modelo reduzido é apresentado em (2):

$$y_{ijkl} = \mu + \tau_i + \beta_j + \gamma_k + (\tau\beta\gamma)_{ijk} + \epsilon_{ijkl} \quad (2)$$

A análise de variância do modelo reduzido é apresentada na Fig. 4.

	Df	Sum Sq	Mean Sq	F value	Pr(>F)
A	1	99.05	99.05	120.139	7.96e-11 ***
B	1	173.67	173.67	210.640	2.22e-13 ***
C	1	5.14	5.14	6.237	0.0198 *
A:B	1	1.98	1.98	2.397	0.1347
A:C	1	0.87	0.87	1.054	0.3148
B:C	1	0.96	0.96	1.169	0.2904
A:B:C	1	3.35	3.35	4.062	0.0552 .
Residuals	24	19.79	0.82		

Fig. 4 – ANOVA – Modelo Reduzido

Desprezando-se as interações de segunda ordem, verifica-se que os fatores Condições das portas (A), Velocidade (B) e Potência (C), são influentes dentro do fator de confiança de 95%. A interação de terceira ordem poderia ser desprezada, pois há evidência matemática que não é fator influente; porém, como está no limiar do fator de confiança, mostra-se prudente não descartar do modelo.

Assim, para o caso específico, foi tomada a decisão de manter as interações de segunda ordem, para preservar o princípio matemático da hierarquia dos fatores, conforme previsto na teoria aplicada à análise de experimentos [8].

Uma vez decidido pelos fatores linearizados no modelo, faz-se necessária a verificação dos resíduos para a comprovação dos pressupostos de normalidade, variância constante e independência.

4) *Análise dos Resíduos*: quanto à normalidade, verifica-se na Fig. 5 uma forte aderência à curva de normalidade e uma dispersão dos resíduos do modelo ajustado que não indicam qualquer problema com os resíduos.

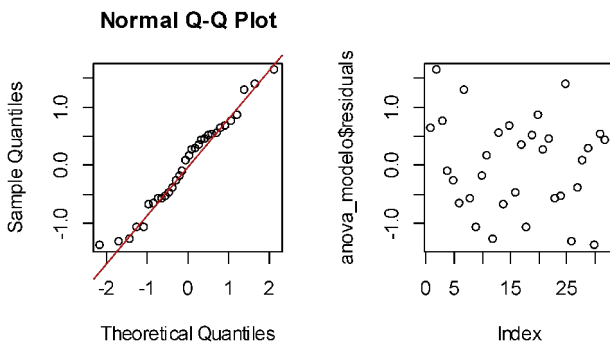


Fig. 5 – Normalidade dos Resíduos

Para verificação da independência e variância constante, foram gerados os gráficos da Fig. 6.

A análise qualitativa dos resíduos não indica qualquer problema quanto ao pressuposto de homogeneidade das variâncias ou mesmo de não-normalidade dos resíduos.

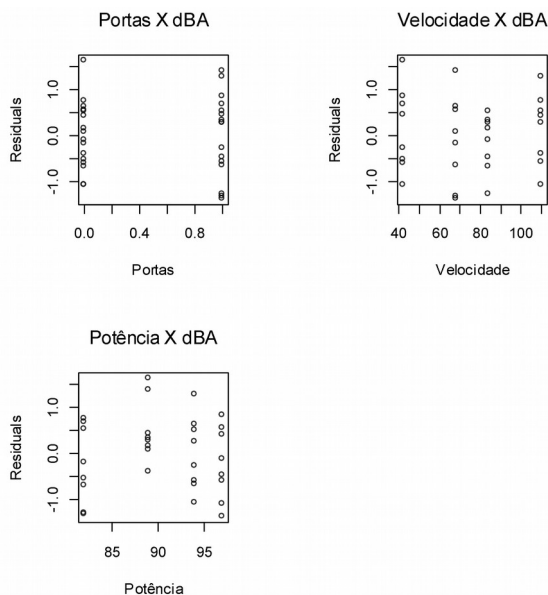


Fig. 6 – Resíduos – Modelo

Com o intuito de verificar numericamente os pressupostos, foi realizado o teste de Shapiro-Wilk de normalidade [8] e de Bartlett de variância [11], os resultados são apresentados na Fig. 7. Os valores de *p-value* acima de 0,05 indicam que não há problemas com os pressupostos normalidade e variância constante.

```

Shapiro-Wilk normality test
data: anova_modelo$residuals
W = 0.97156, p-value = 0.5435

Bartlett test of homogeneity of variances
data: Y by Portas
Bartlett's K-squared = 0.56501,
df = 1, p-value = 0.4522

data: Y by Velocidade
Bartlett's K-squared = 1.1656,
df = 3, p-value = 0.7613

data: Y by Potencia
Bartlett's K-squared = 0.513,
df = 3, p-value = 0.916
    
```

Fig. 7 – Testes de Normalidade e Variância Normalidade dos Resíduos

5) *Validação do modelo*: Os testes numéricos corroboram as análises qualitativas, de forma que os pressupostos necessários na verificação dos resíduos foram checados e considerados normais. Valida-se o modelo linear proposto. Desta forma, a equação linear do modelo reduzido é apresentada em (3)

$$\hat{y} = 82.473 +$$

$$- 24.486 * A + 0.012 * B + 0.018 * C$$

$$+ 0.437 * A * B + 0.001 * B * C + 0.292 * A * C$$

$$- 0.004 * A * B * C$$

(3)

Os parâmetros A, B e C correspondem aos fatores Condição das portas, Velocidade e Potência respectivamente, nas unidades utilizadas na Tabela IV.

O modelo proposto resulta em uma aderência adequada ao experimento, tendo sido calculado o R^2 -ajustado = 0.9161. Dessa forma, a análise estatística foi concluída, e dentro do nível de significância de 95%, foi calculado o modelo linear ajustado para os fatores analisados (3).

Isto posto, torna-se possível traçar as curvas de contorno para predição dos níveis de ruído em função dos fatores influentes, bem como tecer conclusões sobre os níveis de ruído aos quais as tripulações são expostas.

IV. RESULTADOS

Após a execução do voo de ensaio, os dados coletados foram tratados utilizando-se a análise de variância, de forma que todos os fatores mostraram-se matematicamente influentes. A Fig.8 apresenta de forma pictorial os resultados obtidos, sendo a superfície superior, em tons de laranja e vermelho a condição com portas abertas, e a superfície em

tons de azul a condição de portas fechadas. Como previsto, o fator condição das portas (abertas) mostra-se influente, com aumento em todas as condições de voo, principalmente nas velocidades mais elevadas.

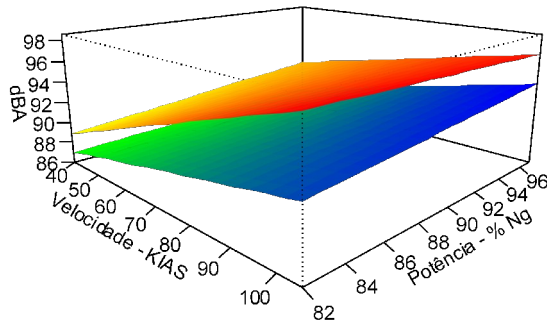


Fig. 8 – Superfície da Resposta

Outra maneira apropriada de apresentar os resultados e valores preditos é por meio do gráfico de contorno, de forma que duas figuras foram confeccionadas: uma para a condição de portas fechadas, outra para portas abertas, Fig. 9 e Fig. 10.

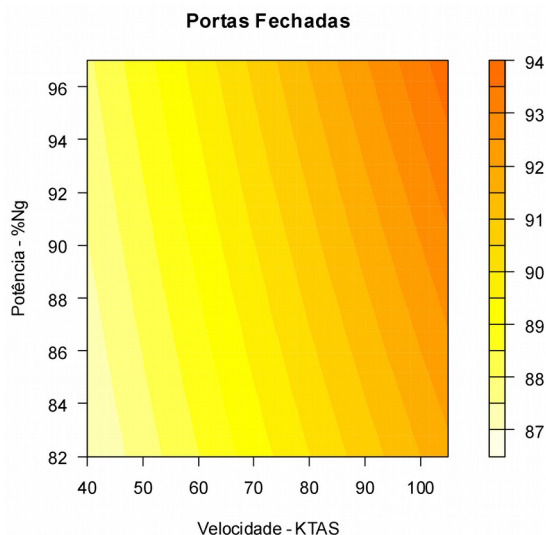


Fig. 9 – Portas fechadas

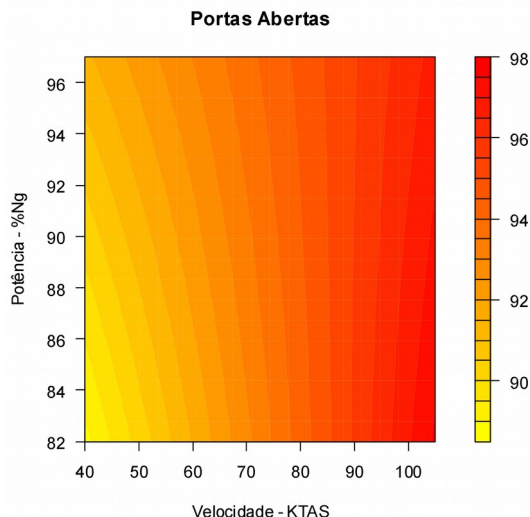


Fig. 10 – Portas abertas

V. CONCLUSÃO

Do ponto vista da saúde dos tripulantes, foi verificado que na posição em que os níveis de ruído foram medidos (entre as cadeiras dos pilotos, na altura dos ouvidos), os níveis de ruído extrapolam 85 dBA em qualquer condição de voo, o que torna mandatória a utilização de protetores auriculares ou capacetes abafadores. Além disso, os níveis de ruído encontrados podem prejudicar a execução da comunicação intera e procedimento operacionais [12].

Dos fatores influentes, os mais relevantes são a velocidade à frente e a condição das portas. Quanto à potência empregada, a ANOVA apresentou influência pequena, porém matematicamente significativa. Em termos práticos, como o ouvido humano não consegue perceber variações menores que 3 Dba [13], pode-se inferir que a potência empregada, de forma qualitativa, não influencia no nível de ruído total. Tal conclusão corrobora a teoria de que, em geral, o ruído do motor do tipo turbina pouco influencia no ruído percebido [12]. Para o modelo o H-50, a análise da presente pesquisa indica que tal afirmação mostra-se válida.

Por fim, verifica-se que a utilização da análise de variância para a determinação de ruídos internos nos helicópteros, sobretudo quanto aos fatores influentes, mostra-se adequada e aponta resultados bastante satisfatórios, sendo, portanto validada como ferramenta de suporte à decisão para fins de medição dos níveis de ruído.

REFERÊNCIAS

- [1] BRASIL. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. COMAER. "DCA 1-1 Doutrina básica da Força Aérea Brasileira". Brasília, 2012.
- [2] ICAO, International Civil Aviation Organization. "helicopter noise reduction technology–status report". Montreal, 12 Abril 2015. Disponível em: <www.icao.int/environmental-protection/Documents/>. Acesso em 28/05/2016.
- [3] van Wijngaarden, S. and James, S., "Protecting crew members against military vehicle noise", NATO Symposium, AVT-110, Prague, October, 2004.
- [4] MIL-STD-1294A, "Acoustical noise limits in helicopters," Military Standard, Department of Defense, United States of America, Washington, D.C., 1985.
- [5] A. L. Price, "Data acquisition system design and validation to record interior cabin noise levels of aircraft". Carleton Univ., Ottawa, 2015.
- [6] EUA. Federal Aviation Administration. FAA-RD-75-79. "A comprehensive review of helicopter noise literature". Washington. 1975.
- [7] HAI, Helicopter Association International, "Fly neighborly guide". EUA, 2007. Disponível em: <www.rotor.org>. Acesso em 28/05/2016.
- [8] D. C. Montgomery, "Design and Analysis of Experiments". 8th Edition. EUA, 2013.
- [9] The R Foundation for statistical computing. R Version 3.2.4 Revised. 2016. Disponível em: <www.r-project.org>
- [10] H. Singleton. "Frequency weighting equations". USA, 2004. Disponível em: <www.cross-spectrum.com/audio/weighting.html>. Acesso em: 28/05/2016.
- [11] Bartlett, M. S. Properties of sufficiency and statistical tests. Proceedings of the Royal Society of London Series. 1937. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/Bartlett's_test>. Acesso em 04/06/2016
- [12] B. Edwards and C. Cox. Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction - S.I.L.E.N.T. Program- NASA/CR-2002-211650, 2002.
- [13] Bruel & Kjaer Company. Mesuring sound. Denmark. Disponível em: <www.bksv.com/doc/br0047.pdf>. Acesso em: 04/06/2016