

민간감항 기준 소음비행시험 결과를 통한 헬리콥터 소음 특성 연구

박남은^{1,†}, 조재동¹, 우철훈¹¹한국항공우주산업(주)

Investigation of Helicopter External Noise Characteristics Analysis Through Noise Flight Test Results Based on Civilian Airworthiness

Nameun Park^{1,†}, Jaedong Cho¹ and Cheolhun Woo¹¹KOREA AEROSPACE INDUSTRIES, LTD

Abstract

Previous researches on helicopter noise have often focused on hovering conditions or non-lifting conditions to facilitate testing and clearly identify noise sources. While these studies are beneficial for understanding noise sources and validating analysis tools, they may not align well with noise certification flight tests. To predict and analyze results from noise certification flight tests, it is necessary to study the characteristics of helicopter rotor noise depending on microphone and aircraft positions during flight tests. Results from noise flight tests indicate that high-speed impulsive (HSI) noise dominates during forward flight, with an increase in noise observed with an increase in forward Mach number. Broadband noise is predominant after the helicopter passes the microphone compared to blade noise. Noise during landing approaches exhibits complex and irregular characteristics due to interference between blades and tip vortex.

초 록

헬리콥터 소음에 대한 기존의 연구는 시험의 편의성과 소음원을 명확히 식별하기 위해 제자리 비행 조건이나 Non-Lifting 조건을 대상으로 한 사례가 많다. 이러한 연구는 소음원의 이해와 해석 툴의 검증에는 유리하지만, 소음 감항 인증 비행시험과는 괴리가 있다. 소음 감항인증 비행시험에 대한 예측 및 시험 결과에 대한 분석을 위해서는 헬리콥터 소음이 비행시험 동안 마이크로폰과 항공기의 위치에 따라 어떤 특성을 갖는지에 대한 연구가 필요하다.

소음 비행시험 결과, 전진비행 시 HSI(High Speed Impulsive) 소음이 지배적이며, 전진기의 마하수 증가에 따른 소음 증가가 확인되었다. 헬리콥터가 마이크로폰을 지나간 후에는 블레이드 소음 보다 광대역 소음이 우세하였다. 착륙 접근 시 소음은 블레이드와 와류의 간섭에 의해 복잡하고 불규칙적인 특성을 보였다.

Key Words : Noise Airworthiness(소음 감항), ICAO Annex. 16, HSI Noise(고속 충격 소음), BVI(블레이드 와류 간섭)

1. 서 론

헬리콥터에서 발생하는 소음의 주 원인은 주로터 블레이드이다. 헬리콥터 주로터 블레이드의 소음원은 두께소음(Thickness Noise), 하중소음>Loading Noise), 광대역 소음(Broadband Noise)로 분류되고, 조건에 따라 블레이드의 익단 와류와 뒤따라오는 블레이드의 층들에 의한 BVI 소음, 고속 전진비행 시 발생하는 HSI 소음이 있다[1].

Received: May 20, 2024 Revised: Aug. 27, 2024 Accepted: Sep. 29, 2024

† Corresponding Author

Tel: ***-****-**** E-mail: nepark.aero@gmail.com

© The Society for Aerospace System Engineering

소음원의 이해와 전산 공력 소음 해석 톨의 검증 등을 위해서는 주로터 블레이드 소음에서 각 소음원을 따로 분리하여 분석하는 것이 용이하다. 따라서 많은 연구들이 제자리 비행 조건이나 실험실 환경에서 수행하였다[2,3,4,5,6].

그러나 감항 인증 측면에서 각각의 소음원의 특성보다는 일정 시간 동안의 소음의 크기가 중요하고, 비행시험을 통해 시험 항공기의 대표값을 추출하기 위해 엄격한 시험 절차와 기상 영향성 보정, 신뢰성을 위한 반복시험이 필요하다. 헬리콥터 소음 감항 인증 획득을 위한 비행시험의 조건이 블레이드 소음 연구를 위한 시험 조건과 다르고, 데이터의 처리 방식도 다르며, 소음원이 혼재되어 있기 때문에 감항 비행시험 데이터를 이용한 소음원 특성 분석 사례를 찾아 보기 어렵다. 본 연구는 중형(Intermediate) 수송용 헬리콥터의 외부소음 비행시험 결과 분석을 통해 헬리콥터 전체 소음 내에서 헬리콥터 소음원의 특성을 분석하였다.

2. 헬리콥터 주로터 소음원 분류

헬리콥터 소음의 주원인은 주로터이며, 발생하는 소음원과 소음의 방향은 Fig. 1[7]과 같다. 일정 두께를 갖는 블레이드 회전에 의해 발생하는 두께소음(Thickness Noise)과 높은 속도를 갖는 전진깃에서 발생하는 HSI는 항공기의 비행방향으로 발생한다. 일정 피치각으로 회전하는 로터 블레이드 표면에 압력차이가 발생하고, 이로 인해 하중소음(Load Noise)이 발생한다. 블레이드에서 발생하는 와류에 의한 광대역 소음(Broadband Noise)은 항공기의 전/후방으로 소음을 전파시킨다. 블레이드의 익단 와류와 뒤따라오는 블레이드의 간섭에 의해 발생하는 BVI 소음은 특히 착륙을 위해 접근(Approach) 비행 시에 나타나며, BVI 소음의 방향은 전방 45도와 후방으로 발생한다.

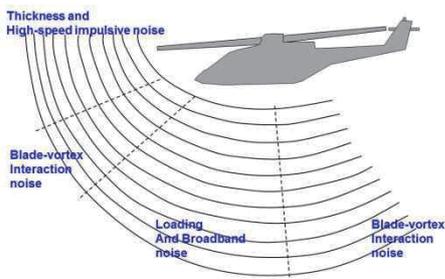


Fig. 1 Rotor Source Noise

2.1 두께 소음과 하중 소음

헬리콥터는 로터 블레이드 회전으로 인해 두께소음과 하중소음이 발생한다. Fig. 2[3]는 사각 익단 형상

(Rectangle Tip Shape)을 갖는 UH-1H의 양력이 없는 제자리 비행 조건에서 로터 회전면의 소음을 해석한 것이다. 해석조건이 양력이 없는 제자리 비행 조건이며, 로터 회전면 위치에서 소음을 예측하였으므로 두께소음이 지배적이고, 하중소음은 미미한 결과를 보인다. 따라서 Total Noise는 두께소음과 유사한 형태를 보인다.

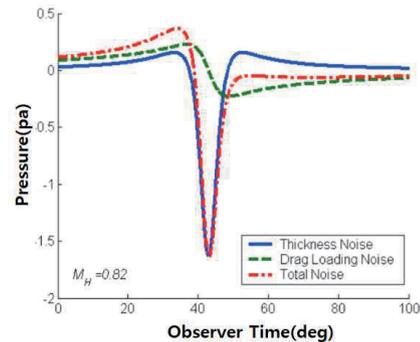


Fig. 2 Thickness and Loading Noise in the Rotor Plane, for Non-Lifting UH-1H Blade in Hover

2.2 BVI 소음과 HSI 소음

헬리콥터가 착륙을 위한 하강 시 블레이드 익단에서 발생한 와류와 뒤따라오는 블레이드가 충돌하여 간섭(BVI)이 발생할 수 있다. Fig. 3[7]은 하강비행 조건 시 BVI 소음을 측정된 결과와 예측을 비교 결과이다. 블레이드와 와류의 간섭에 의해 압력장의 변화가 발생하고, 작은 파동들이 발생함을 볼 수 있다.

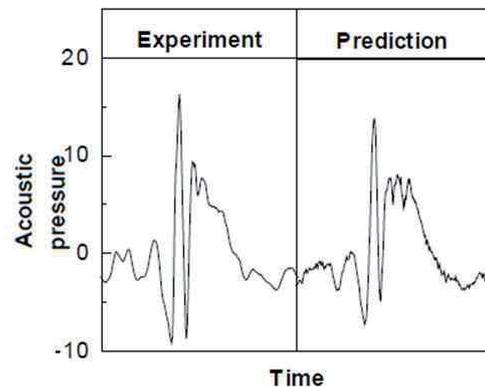


Fig. 3 Descent Condition Acoustic Pressure (Mic. 25 deg. Below TPP, $\mu=0.152$)

Fig. 4[8]은 제자리 비행 시 블레이드 익단 마하수가 $M_{Tip} = 0.92$ 일 때 발생하는 HSI 소음으로, 시험 조건은 추력이 '0'이며 소음은 로터 회전면에서 측정

되었다. 익단 충격파로 인해 음압이 급격히 떨어졌다가 다시 회복하는 현상을 보여주고 있다.

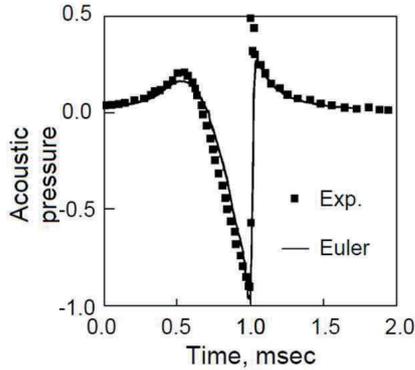


Fig. 4 HSI Noise for Hover (M=0.92, Mic. In TPP)

Fig. 2 ~ 4에서 시험 및 해석으로 헬리콥터 소음원을 분류하고, 음압(Acoustic Pressure)으로 그 특성을 구분하였다. 소음원 분류를 명확히 하고, 해석과 비교 검증하기 위해 앞선 연구 사례와 같이 제자리 비행이나, 로터 회전면, Non-Lifting 조건이 유리하다. 그러나 이 조건들은 시간에 따라 항공기 위치가 변하고, 전파 거리 및 각도가 바뀌는 민간 감항 소음 비행시험 조건과는 차이가 있다.

3. 민간 감항 소음 비행시험 결과

3.1 상공비행 소음(두께 소음과 하중 소음)

중형 수송용 헬리콥터의 감항기준에 따른 속도(0.9Vh), 고도(150m)에서 상공비행 시 중앙 마이크로폰에서 측정된 소음은 Fig. 5와 같다.

헬리콥터가 고속으로 마이크로폰(수음자)에 접근할 때 HSI 소음 특성으로 부압(Negative Acoustic Pressure)이 크게 작용함을 볼 수 있다.

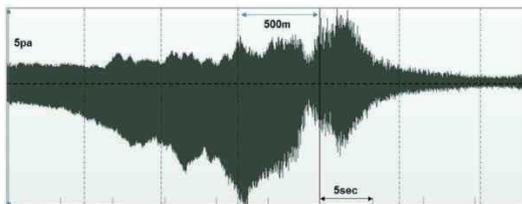


Fig. 5 Acoustic Pressure by Distance (OverFlight, ALT: 150m)

Fig. 6은 시간에 따라 지각소음레벨(PNLT)을 분석 결과로, 마이크로폰을 기준(0 sec.)으로 다가올 때의 소음 레벨이 크다. 따라서 다가오는(Come Closer) 소

음이 감항기준에 따른 소음을 평가하기 위한 유효지각 소음레벨에 미치는 영향이 지배적임을 알 수 있다.

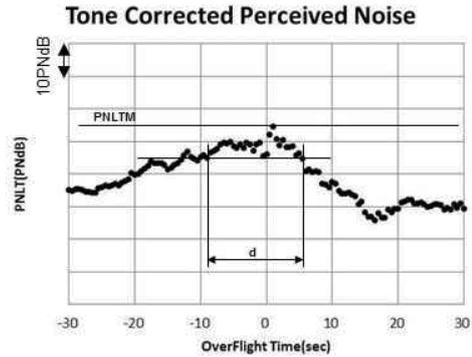


Fig. 6 Tone Corrected Perceived Noise for OverFlight

Fig. 7은 Fig. 5의 음압을 항공기와 마이크로폰의 거리, 항공기 비행 방향 및 마이크로폰이 이루는 각도에 대해 도시하였다. 항공기가 마이크로폰으로 다가올 때 (-500m → -300m), 다른 위치에서 보다 0pa 이하의 부압이 두드러지게 발생하는 HSI 소음 특성을 볼 수 있다.

마이크로폰 위치(0m)를 지나서는 소음이 감소되고 광대역 소음(Broadband noise) 경향을 보인다.

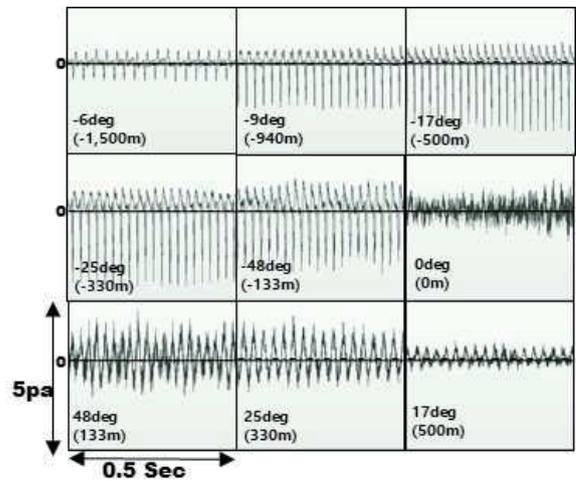


Fig. 7 Comparison of Acoustic Pressure by Distance & Angle

Fig. 8은 Fig. 7의 각 위치에서 소음을 FFT 분석한 결과이다.

Fig. 8. (A)는 헬리콥터가 마이크로폰으로 다가올 때(Come Closer) 때 주파수를 분석한 결과로, 주로터 블레이드의 5/Rev. 해당 주파수 성분의 주기성이 잘 나

타나고, 도플러 효과로 인해 다가오는 소음은 블레이드의 회전 주파수 보다 높은 주파수 값을 보인다.

Fig. 8. (B)는 마이크로폰 위치에서 지나가는(Recede) 소음으로 도플러 효과로 인해 블레이드 회전수 보다 낮은 주파수 특성을 보이며, 주로터의 주요 주파수 성분인 5/Rev.의 조화(Harmonic)가 다가오는 소음과 확연히 다르다. 3~4 (5/Rev.) 이후에는 광대역 소음이 지배적이다.

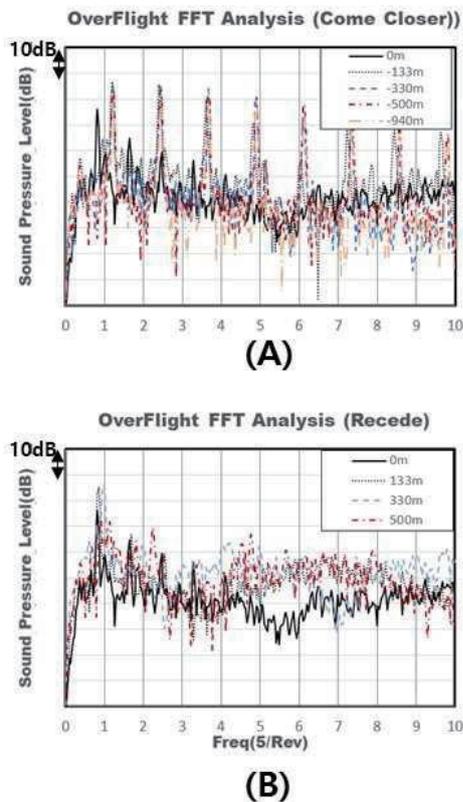


Fig. 8 Comparison of FFT Analysis by Distance

Fig. 9.는 Fig. 7의 음압을 1/5 Rev. 시간 동안 비교한 결과이다. Fig. 9. (A)는 헬리콥터가 마이크로폰으로 다가올 때의 음압으로, HSI 소음 특성이 잘 나타난다. Fig. 9. (B)는 Fig. 8. (B)의 주파수 분석 결과와 동일하게 주기적인 특성이 적은 광대역 소음 특성을 보인다.

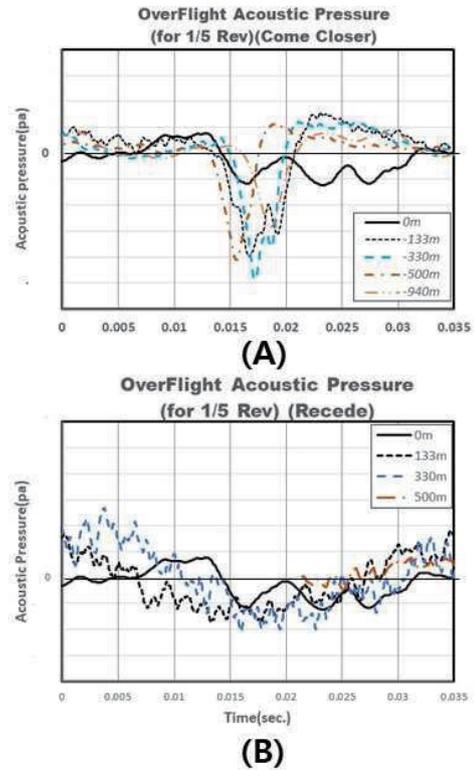


Fig. 9 Comparison of Acoustic Pressure (for 1/5 Rev.)

3.2 고속 상공비행 소음(HSI 소음)

ICAO Doc 9501 환경기술매뉴얼[9]은 상공비행에 대해 Advancing Blade Tip Mach No. 영향에 대해 보정하도록 제시하고 있다. Fig. 10.은 마하수에 따른 순음 보정된 기준 최대 지각소음레벨(PNLTMr)의 사례로 전진각의 마하수가 클수록 소음이 증가됨을 볼 수 있다.

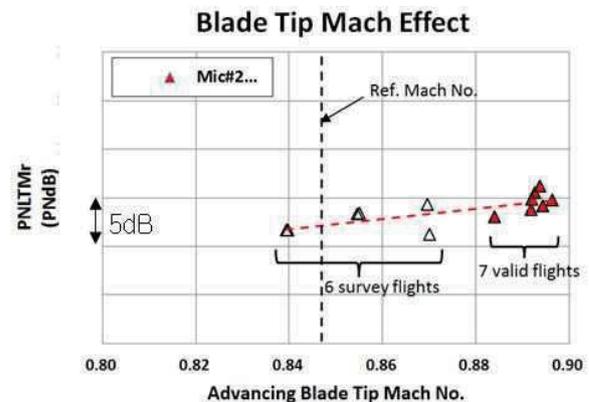


Fig. 10 Advancing Blade Tip Mach No. Effect

Fig. 11은 상공비행 시 전진각의 익단 마하수에 따라 음압의 시간에 따른 변화를 나타낸 결과이다.

마하수가 커질수록 마이크로폰에 도달하기 전에 HSI 소음으로 인해 부압 특성이 보임을 알 수 있다.

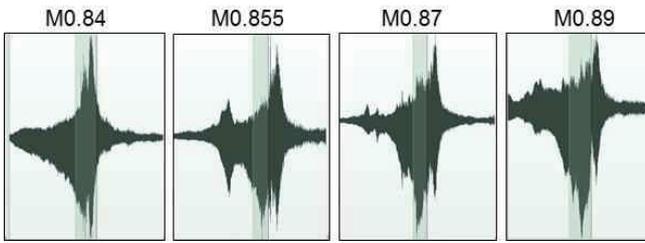


Fig. 11 Acoustic Pressure Time History by Mach No.

Fig. 12는 소음 특성 분석을 위해 마하수에 대해 1/5 Rev. 동안 음압을 비교한 것으로, 마하수가 증가할수록 블레이드 익단의 충격과 영향이 선명해 지고, $M_{Tip} = 0.89$ 의 음압은 Fig. 4의 제자리 비행 시 HSI와 동일 패턴임을 볼 수 있다.

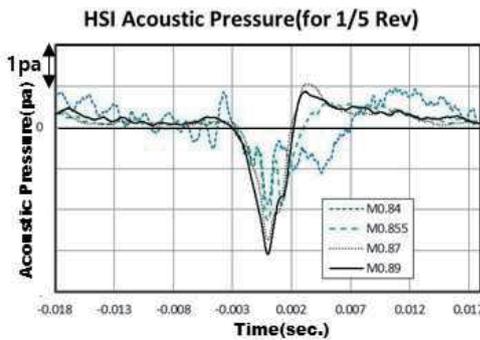


Fig. 12 Acoustic Pressure by Mach No. (for 1/5 Rev.)

3.3 착륙접근 소음(BVI 소음)

감항기준에 따른 착륙접근 비행(6deg Descent V_y) 시 중앙 마이크로폰에서 측정된 소음은 Fig. 13과 같다. Fig. 5의 전진비행 시 소음보다 음압의 크기가 2배 가량 높으며, 소음이 짧은 시간 동안에 집중되는 특성을 보인다. 이러한 현상은 BVI 소음원 특성 뿐만 아니라, 비행 궤적이 하강비행을 하면서 전진비행과 비교하여 마이크로폰에 더 가까이 접근(120m)하기 때문이다.

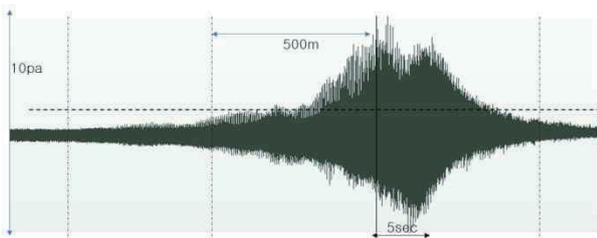


Fig. 13 Acoustic Pressure by Distance (Approach)

Fig. 14는 착륙접근 기동에 대한 시간에 따른 순음보정된 지각소음레벨(PNLT)을 분석한 결과로, Fig. 6의 상공비행 대비 순음 보정된 최대 지각소음레벨(PLNTM) 보다 크며, 10dB 이하 구간(d)의 지속 시간이 짧은 특징이 있다.

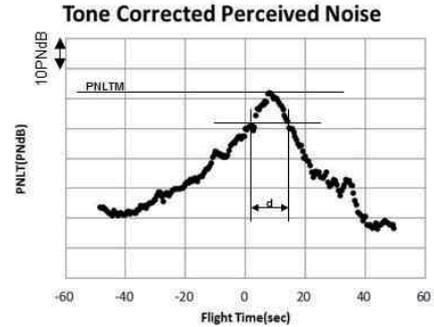


Fig. 14 Tone Corrected Perceived Noise for Approach

Fig. 15는 Fig. 13의 시간에 따른 음압을 항공기와 마이크로폰의 높이(H)와 거리(D)로 나눠 0.5초 간격의 음압을 처리한 결과이다. 마이크로폰 전방 130m 부터 후방 130m까지 소음이 급격하게 커졌다가 감소함을 볼 수 있다.

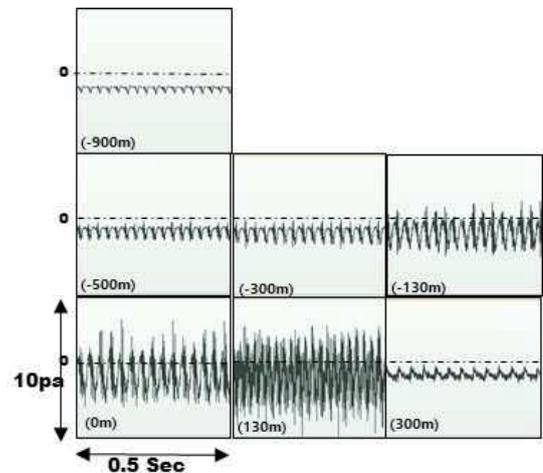


Fig. 15 Comparison of Acoustic Pressure by Distance (Approach)

Fig. 16은 Fig. 14의 각 위치에서 소음을 다가오는 소음(A)과 지나가는 소음(B)으로 분리하여 FFT 분석한 결과이다. 블레이드와 익단 와류의 간섭으로 매우 불규칙한 주파수 특성을 보인다.

Fig. 17의 (A)와 (B)는 Fig. 15의 음압을 1 Rev. 시간에 대해 비교한 결과이다. 마이크로폰 위치(0m)에서 음압 특성은 Fig. 3의 BVI 음압 형태와 유사하나, Fig.

16의 주파수 분석에서 나타난 특성과 같이 불규칙성이 심함을 볼 수 있다.

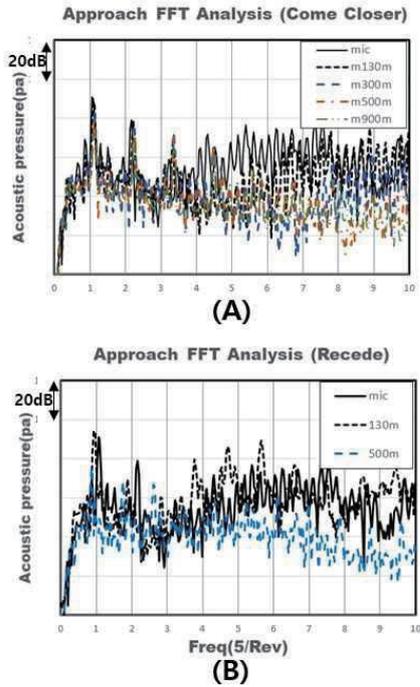


Fig. 16 Comparison of FFT Analysis by Distance

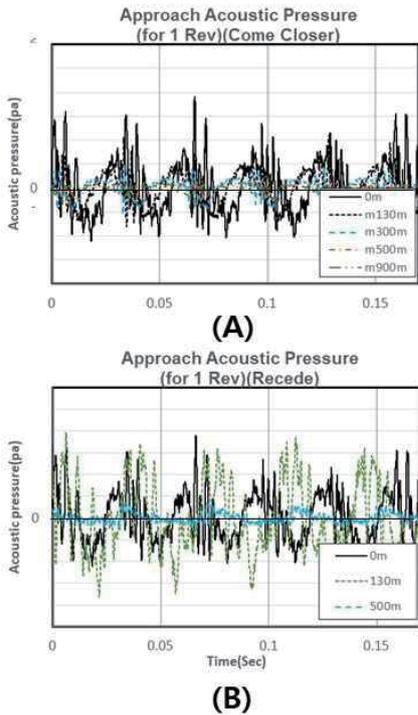


Fig. 17 Comparison of Acoustic Pressure (for 1 Rev.)

4. 결 론

본 논문에서 소음 감항 인증 비행시험의 전진비행 시 HSI 소음이 지배적이고, 전진깃의 마하수 증가에 따른 소음 크기도 증가함을 확인하였다. 헬리콥터가 마이크로폰을 지나간 후에는 블레이드 소음 보다 광대역소음이 우세함을 확인하였다.

착륙접근 시 소음은 블레이드와 와류의 간섭에 의해 복잡하고 불규칙적인 특성을 갖는다. 착륙접근 소음은 상공비행 대비 마이크로폰 근처에서 급격히 소음이 증가하고 감소하는 경향을 갖고, 음압 레벨은 상공비행의 약 2배에 이른다. 이는 BVI의 소음원 특성뿐만 아니라 기동 특성상 측정거리가 근접하기 때문이다.

민간 감항 기준은 헬리콥터 소음이 소음원의 지향성, 항공기 기동(속도, 위치, 방향), 소음 발생 형태, 수음자(마이크로폰)의 위치에 따라 소음 특성이 다를 수 있음을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2023년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임.

(No. KRIT-CT-22-026, 저소음 로터 블레이드 플랜폼 설계 기술)

References

- [1] H. H. Hubbard, *Aeroacoustic of Flight Vehicles Volume I: Noise Sources*, Chap. 2 Rotor Noise, NASA Technical Report 90-3052, pp. 65-150, 1991.
- [2] J. D. Baeder, "Euler Solutions to Nonlinear Acoustic of Non-Lifting Hover Rotor Blades", NACA Technical Memorandum 103837.1991
- [3] J. R. Spreiter and A. Y. Alksne, "Theoretical Prediction of Pressure Distributions on Nonlifting Airfoils at High Subsonic Speeds", *NACA Report 1217*, 1995.
- [4] F. Farassat, R. J. Pegg and D. A. Hilton, "Thickness Noise of Helicopter Rotors at High Tip Speeds", AIAA Paper No. 75-453, 1975.
- [5] A. N. Kusyumov, S. A. Mikhailov, L. I. Garipova, A. S. Batrakov and G. Barakos, *EPJ Web of Conferences* 92, 2015.
- [6] A. S. Morgans, S. A. Karabasov, A. P. Dowling and T. P. Hynese, "Transonic Helicopter Noise", *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 7, July 2005.

- [7] J. D. Baeder, J.M. Gallman, Y. H. Yu, "A Computational Study of the Aeroacoustics of Rotors in Hover", *AHS 49th Annual Forum*, May 1993.
- [8] K. S. Brentner, "Helicopter Rotor Noise Prediction: Background, Current Status and Future Direction", Seminar in University Tennessee Space Institute, Dec. 1997
- [9] Environment Technical Manual: Vol .I Procedures for the Noise Certification of Aircraft, 3rd Edition, ICAO, 2018