

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 671-678(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.671

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 비행 조건 별 헬리콥터 로터 블레이드 공력 소음 예측

위성용\*, 강희정, 김덕관

Aerodynamic Noise Prediction of a Helicopter Rotor Blade  
for the Flight Conditions of Approach and Flyover

Seong-Yong Wie\*, Hee Jung Kang and Deog-Kwan Kim

Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

Helicopter noise prediction is an essential process for developing low noise helicopter technology. In this paper, the noise prediction method is developed using the helicopter integrated performance analysis program CAMRAD-II and in-house noise analysis code. In addition, the analytical technique was verified by analyzing blade-vortex interaction noise, which is the biggest cause of helicopter noise. In order to predict the actual helicopter noise, the noise analysis was performed for the flyover and approach condition, which is the standard measurement condition of the International Civil Aviation Organization (ICAO). Finally, we confirmed the suitability of the analytical method through comparison and analysis with the flight test results.

## 초 록

헬리콥터 소음예측은 저소음 헬리콥터 기술 개발에 필수적인 과정이다. 본 논문에서는 헬리콥터 통합성능해석프로그램 CAMRAD-II와 자체개발한 소음해석코드를 이용하여 소음 예측 기법을 구축하였다. 또한 헬리콥터 소음 중 가장 큰 원인인 블레이드-와류 간섭 소음을 분석하여 해석기법을 검증하였다. 실제적인 소음예측을 위해 국제민간항공기구(ICAO)에서 기준으로 하고 있는 헬리콥터 소음 측정 비행조건인 Flyover, Approach 조건에 대해서 소음해석을 수행하였으며, 최종적으로 비행시험결과와의 비교·분석을 통해 해석방법의 적합성을 확인하였다.

**Key Words** : Helicopter noise(헬기 소음), Certification(인증), ICAO(국제민간항공기구), Aerodynamic noise(공력소음)

## 1. 서 론

최근 친환경 규제 강화와 함께 저소음 항공기에 대한 기술개발이 활발히 이루어지고 있다. 여

객기의 저소음 엔진 기술 및 헬리콥터 저소음 로터 등 저소음 항공기술에 대한 선진기관의 지속적인 연구개발 프로그램이 진행되고 있다. 본 논문에서는 저소음 헬리콥터 개발에 필요한 소음

† Received : September 8, 2017    Revised : June 28, 2018    Accepted : June 30, 2018

\* Corresponding author, E-mail : wie@kari.re.kr

예측 기법을 제안하고 실제 운용 중인 헬리콥터 로터 블레이드 소음을 해석함으로써 예측 기법의 적합성을 확인코자 한다.

본문에서는 예측된 해석결과를 국외 시험결과와 비교함으로써 해석기법의 예측 정확도를 확인하였다. 좀 더 실제적인 적용을 위해서 민수헬기 인증기준과 동일한 비행조건에서 해석을 수행하고 일반적인 소음단위 SPL(Sound Pressure Level)이 아닌 인증 시 사용되는 EPNL(Effective Perceived Noise Level) 단위로 예측하여 시험과 비교해 볼 필요가 있다.

## II. 본 론

### 2.1 헬기 공력소음 해석 기법

#### 2.1.1 CAMRAD-II를 이용한 공력해석

소음해석을 위해 기본적으로 공력해석이 선행되어야 한다. 본 논문에서는 구조적 특성을 고려하고 빠른 시간 안에 필요한 비정상 공력해석이 가능한 헬리콥터 통합성능해석프로그램인 CAMRAD-II를 사용하였다. 소음해석을 위한 CAMRAD-II 모델은 일반적인 성능해석의 CAMRAD-II 모델과는 달리 후류 및 익단와류에 의한 간섭효과를 자세히 모사해야 한다.

와류 간섭 효과 구현을 위해 후류 모델은 Free-wake 방법을 적용한 Multiple trailer wake with consolidation 기능을 사용하였고, 부착류(attached flow)의 비정상(unsteady) 공기력과 모멘트 계산에는 ONERA EDLIN 모델을 적용하였다. 본 해석은 자유후류 및 소음해석을 위한 post-trim 기법이 사용되어 일반적인 CAMRAD-II 계산에 비하여 더 많은 계산 시간이 소요된다.

#### 2.1.2 공력소음 해석방법 검증

헬기의 공력소음 해석은 일반적으로 Ffowc-Williams and Hawking 식 기반의 해석 코드를 사용한다. 본 논문에서는 FW-H 식을 수치적분에 용이하게 유도한 Farassat's Formulation 1A를 이용한 자체개발 코드인 SARA(Source dominant Algorithm for Rotor Acoustics)를 사용하였다. 사용된 해석 코드는 음원과 수음자간의 관계식을 음원기준의 시간기준에서 수치 적분하는 Source time dominant algorithm을 사용한다. 또한 일반적인 SPL뿐 아니라 EPNL 계산을 위해 비행체적을 따라 움직이는 로터 블레이드 소음해석이 가능하도록 코드를 확장하였다[1]. 본 해석 코드 및 CAMRAD-II 해석과 관련된 변수 설정 및 후류 모델은 참고문헌 [2]에서 정확도 및 타 방법과 비교

분석하였다.

### HART-II

국제공동연구프로그램 HART-II는 많은 연구자들이 해석프로그램 개발 시 검증 대상으로 사용한다. 소음해석에 앞서 CAMRAD-II 결과 중단면추력계수( $C_N$ )×(Mach No.)<sup>2</sup>로 이용하여 회전 방위각에 따른 공기력 변화를 확인할 수 있다.

해석된 블레이드 스펜방향의 공기력 변화를 이용하여 소음 해석한 결과는 Fig. 2, Fig. 3에서 볼 수 있다. 블레이드-와류 충격(BVI; Blade Vortex Interaction)에 의한 주기적인 음압변화가 나타나며 특히 블레이드가 전진부에 위치하는 방위각 90도에서 크게 발생하게 된다.

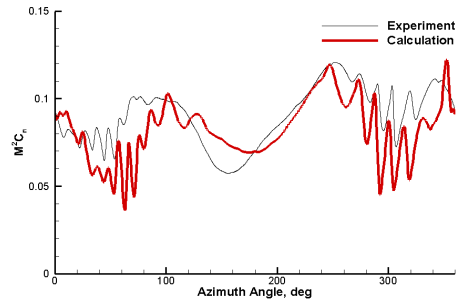


Fig. 1.  $M^2 C_N$  of  $r/R=0.89$

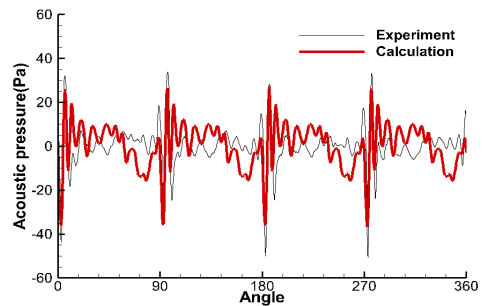


Fig. 2. Acoustic pressure[3]  
(advancing side microphone)

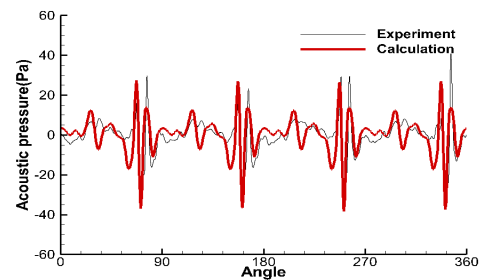


Fig. 3. Acoustic pressure[3]  
(retreating side microphone)

Table 1. Configuration of the S-76 main rotor

Parameter	Value
Number of Blades	4
Rotating Direction	CCW
Rotor Radius	6.7056 m
Nominal Chord	0.3937 m
Nominal Twist	-10 deg
Number of blades	4
Solidity	0.0748
Theoretical twist, deg	-10
100% RPM	293
Airfoil	SC1013R8, SC1095, SC1095R

S76

S-76 주로터 시스템은 4개의 블레이드로 구성되며, 293rpm의 회전속도를 갖는다. 형상 제원은 Table 1과 같으며, 형상은 Fig. 4와 같다[4,5]. 로터 블레이드는 SC 시리즈의 3가지 익형으로 구성되며, 끝단형상은 약 95% 스패지점에서 시작된다. 끝단 형상은 leading edge 및 trailing edge 기준으로 35도, 10도의 sweep back 형태를 가지며, chord 길이기준 0.6 taper ratio, anhedral 각은 없는 형태이다. 익형의 분포는 Fig. 4에 나타나 있다.

CAMRAD-II의 블레이드 구조모델은 Elastic Beam 모델을 적용하였으며, 블레이드 구조 물성치는 참고문헌 [6]의 값을 적용하였다. 각 익형의 공력계수 DB는 참고문헌 [7]의 데이터를 사용하였다. SC1013R8 익형에 대해서는 XFOIL을 사용하여 생성하였다. 고 받음각 영역에 대한 각 익형의 공력계수 DB는 참고문헌 [8]에 나와 있는 식을 적용하여 구축하였다. 성능 및 소음해석은 참고문헌의 비행조건에 대해서 해석적인 트림을

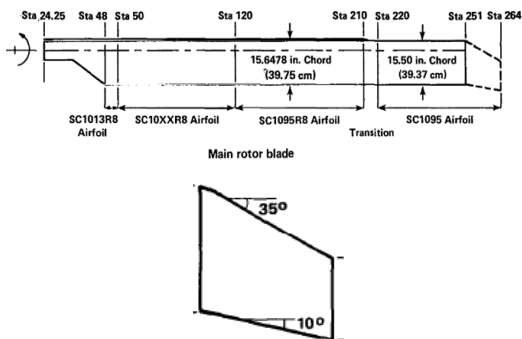


Fig. 4. Configuration of the S-76 main rotor blade and tip shape

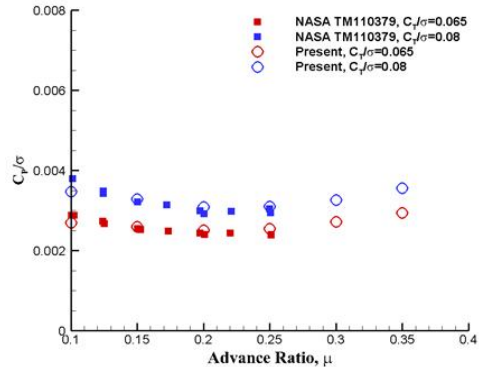


Fig. 5. CAMRAD-II results of S-76 rotor

Microphone	x(m)	y(m)	z(m)	r/R
1	-19.8	0.6	-5.3	3.06
2	-2.7	1.9	-3.1	0.67
3	-19.2	0	-4.2	2.93
4	-18.6	-0.6	-2.6	2.8
5	-19	5.6	-4.2	3.02
6	-3.5	3.6	-3.9	0.95
7	-19	-5.6	-4.2	3.02

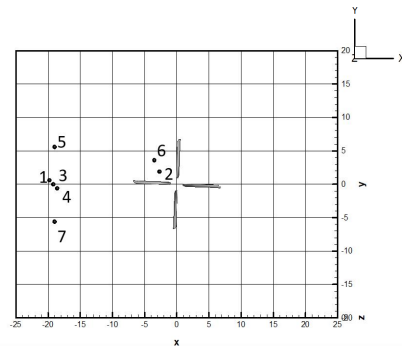


Fig. 6. Microphone position[9]

수행하고 이루어지기 때문에 실제 시험과 해석조건의 조종각은 달라질 수 있다.

소음해석에 사용될 CAMRAD-II 모델은 전진 비행 시험조건에서 사전 검증하였으며, 그 결과는 Fig. 5에서 알 수 있다. 검증된 공력모델을 이용하여 참고문헌 [9]의 여러 비행조건에 대해서 소음해석을 수행하였다. 소음해석은 Fig. 6의 마이크론에서 위치에 대해서 수행되었다.

Figure 7, Fig. 8의 해석결과를 살펴보면 shaft angle 및 양력계수가 커질수록 소음이 크게 발생함을 알 수 있다. shaft angle이 커질수록 하강비행 조건과 유사해지며, 이에 따른 와류 충격소음이 커지는 비행조건에 가까워진다.

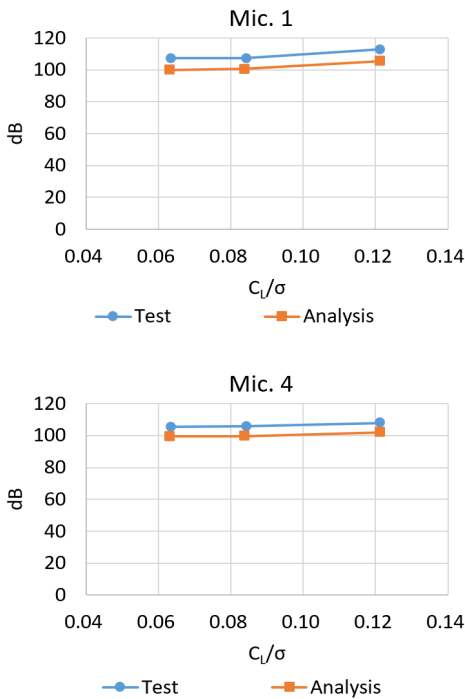


Fig. 7. SPL value of S76 rotor (Tip Mach No.=0.55, Advance value=0.2)

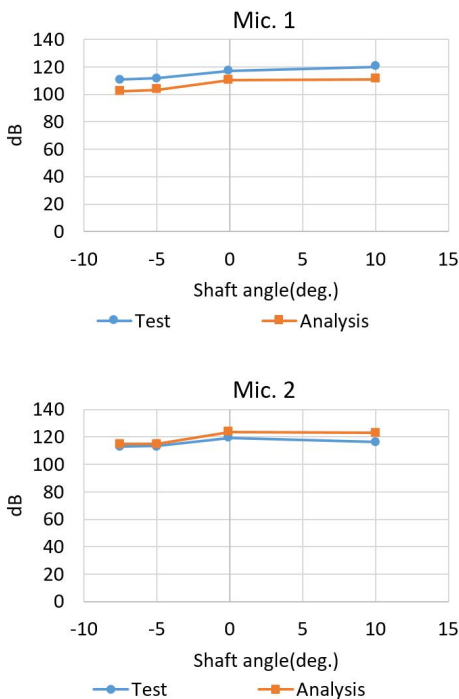


Fig. 8. SPL value of S76 rotor[10] (Tip Mach No.=0.6, Advance value=0.2)

## 2.2 민수헬기 인증조건별 소음 해석

### 2.2.1 비행조건별 비정상 공력 특성

헬리콥터의 ICAO 소음인증은 3가지 비행조건 take-off, flyover, approach에 대해서 중량별 소음 제한 만족여부를 확인하여 이루어진다. 구체적인 비행조건 및 중량별 소음 제한 요구사항은 ICAO Annex16[11]에서 확인할 수 있다.

인증조건에 따라 approach 조건은 best rate of climb 속도에서 하강각 6도 기준일 때, flyover 조건은  $(0.45 \times V_{NE} + 65)$  knot, take-off는 최대 이륙 출력조건에서 best rate of climb 속도로 상승할 때의 EPNL 크기를 나타낸다. 통상적으로 소음은 approach 조건에서 가장 크게 발생하며 이는 하강 시 발생하는 익단와류와 블레이드 충격에 의한 급격한 비정상 공기력 변화에 기인하게 된다.

Figures 9~11은 S76 로터(반시계 방향 회전)의 shaft angle 변화에 따른 1회전 당 발생하는  $M^2C_N$  분포를 나타낸 그림이다. shaft angle이 후방으로 기울어질수록(하강비행에 가까워질수록) 와류 충격에 의한 공력하중 변동이 크게 나타난다.

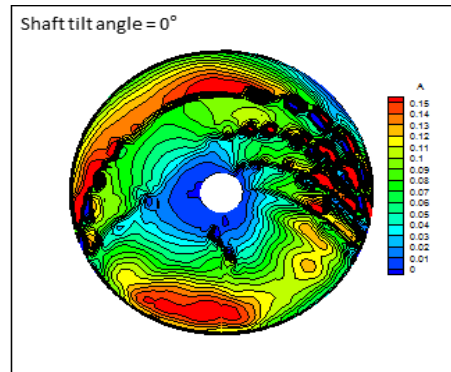


Fig. 9.  $M^2C_N$  for 1rev. (S76 CAMRAD-II, Shaft angle = 0°)

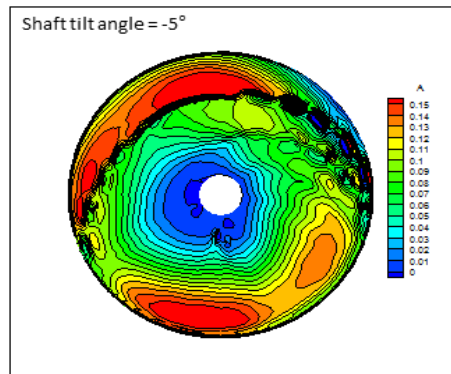


Fig. 10.  $M^2C_N$  for 1rev. (S76 CAMRAD-II, Shaft angle = -5°)

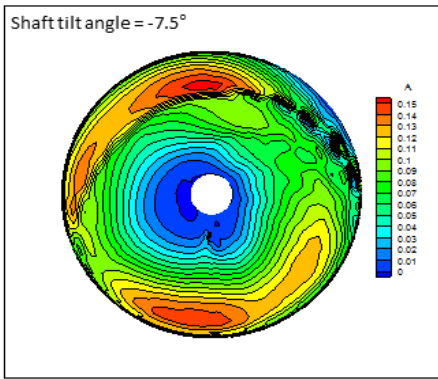


Fig. 11.  $M^2C_N$  for 1rev. (S76 CAMRAD-II, Shaft angle =  $-7.5^\circ$ )

### 2.2.2 움직이는 헬기의 소음 해석

헬리콥터 ICAO 인증 기준 소음은 지상에 마이크로폰을 설치하고 그 위를 헬리콥터가 비행하면서 발생하는 음향신호를 시간에 대해서 적분한 소음지수인 EPNL로 평가한다. 이러한 이유로 ICAO 기준으로 소음을 해석하기 위해서는 마이크로폰과 헬리콥터 사이의 거리가 시간에 따라 변화함을 음향 해석으로 모사해야 한다.

본 논문에서는 시간에 대한 헬리콥터 블레이드 움직임을 모사하기 위하여 CAMRAD-II에서 트림 해석된 공기력 및 블레이드 움직임을 비행경로에 중첩하여 시간에 대한 공기력 및 블레이드 움직임을 표현하였다. CAMRAD-II 공기력 위치는 Fig. 12에서 확인할 수 있다.

Figure 13은 ICAO 소음 인증 비행 조건 중 flyover 조건에 대해서 해석한 음압을 나타낸 그림이다. 그림에서 x축(시간 축) 15초 근처에서 마이크로폰 바로 위 150m 위치를 로터 블레이드가 지나가게 된다. flyover 조건에서 블레이드-와류 충격이 발생하며, 이에 따른 공력하중 소음 (loading part)이 크게 나타남을 Fig. 13에서 알 수 있다. 하지만 블레이드 형상에 의해 발생하는 두께소음(thickness part)은 마이크로폰을 지나면서 급격히 작아지게 된다. 두께소음은 로터 블레이드 회전면 하방으로 방사되는 특성이 있고 하중소음은 회전면 하방으로 방사되는 특성이 있어 그림과 같은 시간에 대한 음압 변화가 발생한다.



Fig. 12. Force position for noise calculation

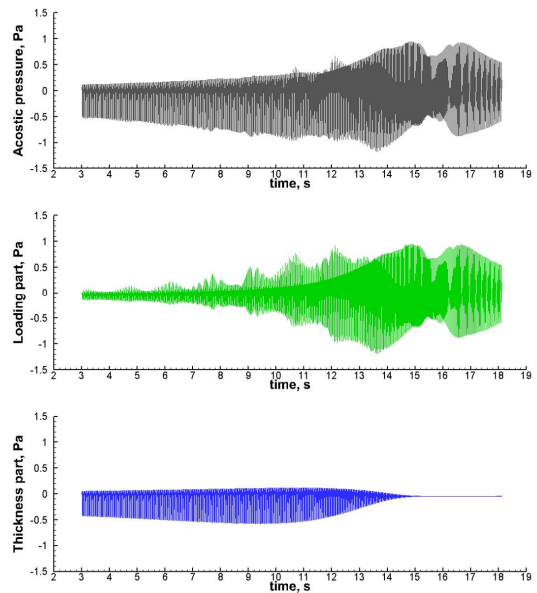


Fig. 13. Acoustic pressure time history

시간에 대한 음압을 이용하여 시간별 SPL (Sound Pressure Level), PNL(Perceived Noise Level), PNLT(Tone Corrected PNL)를 계산하고, 시간에 대해 시간적분을 하여 비행 진행 중 발생하는 소음에 대한 시간 특성이 반영된 EPNL을 계산할 수 있다. 민간 헬리콥터의 인증 소음 기준은 EPNL로 정의된다[11].

### 2.3 근거리 소음 해석

#### 2.3.1 비행조건별 비정상 공력분포

소음해석은 5블레이드 헬리콥터인 헬리콥터의 로터 블레이드(Fig. 14)에 대해서 해석을 수행하였다.

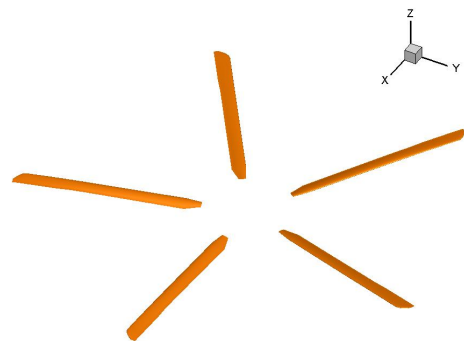


Fig. 14. Noise analysis for 5-blades rotor

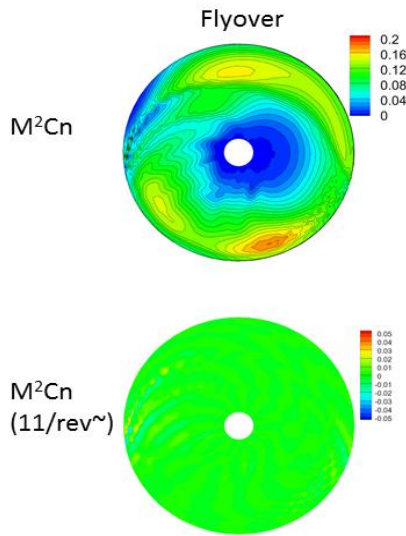


Fig. 15.  $M^2C_N$  contour (Flyover condition)

공력 및 구조 정보가 반영된 CAMRAD-II 모델을 이용하여 인증기준 비행조건 flyover, approach 조건에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 15, Fig. 16의 1회전 동안의  $M^2C_N$ 을 살펴보면 와류-충격에 의한 공기력 변화를 확인할 수 있다. 회전방향이 시계방향이므로 그림 중 왼쪽이 전진부(advancing side), 오른쪽이 후퇴부(retreating side)이다. flyover 조건에서는 전진부에서 약한 와류간섭을 확인할 수 있으며, approach 조건에서는 전진부, 후퇴부, 방위각 0도 근처에서 강한 와류 간섭이 발생함을 알 수 있다.

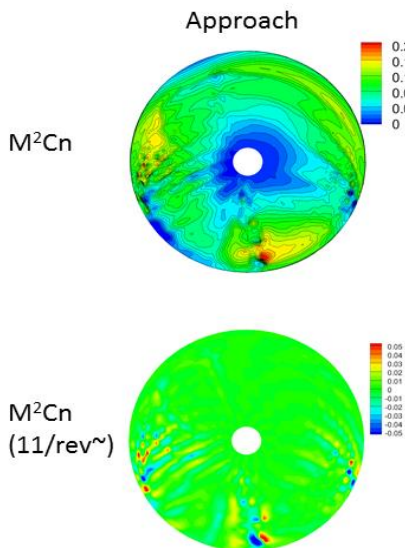


Fig. 16.  $M^2C_N$  contour (Approach condition)

와류 간섭에 대한 정성적이 특징을 파악한 후 그에 따른 소음해석을 수행하였다. 소음해석은 로터 회전면 바로 아래( $1.1 \times \text{Radius}$ )에 마이크로폰이 있는 조건과 실제 ICAO 인증 기준과 동일하게 마이크로폰 상공으로 헬리콥터가 지나가거나 착륙하는 두 경우에 대해서 해석을 수행하였다.

### 2.3.2 비행조건별 소음 특성

근거리 소음 분석은 로터 회전면 하방  $1.1 \times \text{Radius}$  위치에서의 소음지도를 이용하였다. Fig. 17, Fig. 18에서 검은색 원은 로터 익단의 궤적이고 등고선은 6~40 BPF(Blade Passing Frequency) 주파수 영역의 SPL값이다. approach 조건에서 전방으로 크게 소음이 방사됨을 알 수 있으며, 특히 전진부에서 소음이 발생하여 로터 전방으로 퍼져나감을 확인할 수 있다. 이는 전진부에서 발생된 와류-충격 소음임을 판단할 수 있다. 또한 flyover 조건과 approach 조건의 소음크기를 비교해보면 하강조건에서 소음이 크음을 해석적으 확인할 수 있다.

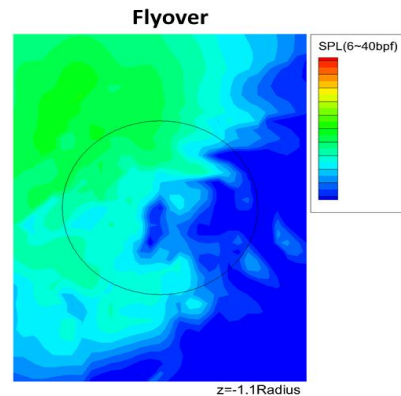


Fig. 17. 6~40BPF SPL contour (Flyover condition)

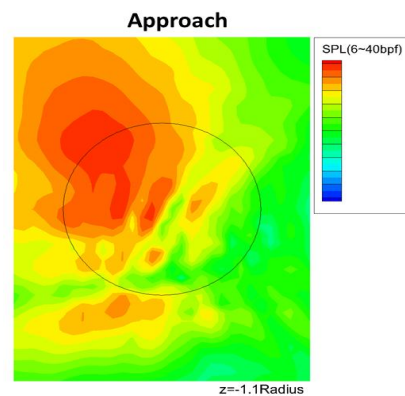


Fig. 18. 6~40BPF SPL contour (Approach condition)

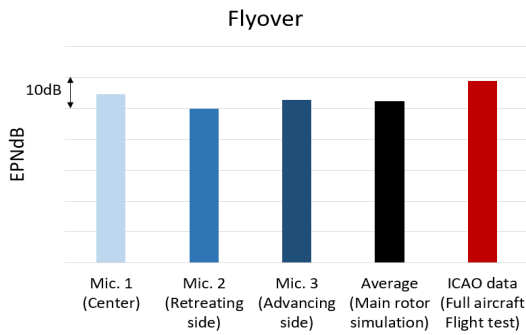


Fig. 19. EPNL of flyover condition

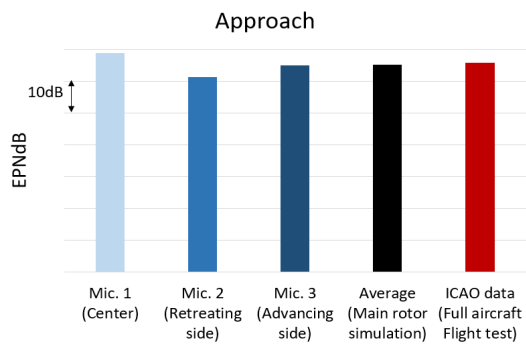


Fig. 20. EPNL of approach condition

### 2.4 EPNL 계산 및 비교

근거리 소음해석에 사용된 CAMRAD-II 결과를 이용하여 flyover 조건(150m 상공을 지날 때), approach 조건(6도 하강각)을 가지고 지날 때에 대해서 EPNL을 계산하였다. 마이크로폰 세 곳 [11]에서의 소음을 해석하고 평균하였다.

해석조건은 지면과 대기조건을 모사하지 않으며, 실제 비행시험 시 발생하는 엔진소음, 꼬리로터 소음을 포함하지 않는다. 이러한 이유로 실제 비행 시험결과와 차이가 발생하지만 와류-충격이 강한 flyover, approach 조건에서는 해석과 시험 결과의 소음 크기가 비교적 유사함을 알 수 있다. 해석에서는 꼬리로터, 엔진 등 다른 소음원은 모사하지 못했기 때문에 실제 비행시험 결과보다 소음크기가 낮게 예측됨을 유추할 수 있다.

### III. 결 론

헬리콥터 로터 블레이드 소음 예측을 위해 헬리콥터 통합성능해석 프로그램인 CAMRAD-II

와 자체 음향상사코드를 이용하여 회전 블레이드 공력소음을 해석하였다. 실제 헬리콥터 인증 비행 시험 조건을 트림조건으로 모사하여 성능 및 소음해석을 수행하였으며, EPNL 계산을 위해 시간에 대한 비행위치를 고려하여 소음을 계산하였다. 블레이드-와류 충격이 강한 flyover, approach 조건에서 비행시험결과와 유사한 소음 크기를 예측할 수 있었다. 최종적으로 본 논문의 해석 방법을 이용하여 헬리콥터의 비행조건에 따른 일반적인 소음특성과 민간 인증 기준에 따른 비행조건별 소음특성을 파악할 수 있었다.

### 후 기

동 연구는 산업통상자원부 소형무장헬기 연계 민수헬기 핵심기술개발사업(과제번호: 10053157) 연구결과 중 일부임.

### References

- 1) Wie, S. Y., and Kang, H. J., "Noise Characteristics of Main rotor blade in the flyover, approach, takeoff flight conditions," *Proceeding of the 2016 KSAS Fall Conference*, 2016.
- 2) Lim, J. W., Boyd, D., Kim, D. H., Jung, S. N., You, Y. H., Tananbe, Y., Baily, J., Lienard, C. and Delrieux, Y., "Aeromechanical Evaluation of Smart-Twisting Active Rotor," *40<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum*, 2014.
- 3) Wie, S. Y., Kim, D. H., Kang, H. J., Chung, K. H., and Hwang, C., "Development of the Helicopter Noise Prediction Code and its Applications," *Proceeding of the 2014 KSNVE Fall Conference*, 2014.
- 4) Evan A., F., "Aerodynamic Design of the Sikorsky S-76 SPIRITTM Helicopter," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 24, No. 3, 1979, pp.11-19.
- 5) Jepson, D., Moffitt, R., Hilzinger, K., and Bissell, J., "Analysis and Correlation of Test Data From an Advanced Technology Rotor System," NASA CR-3714, 1983.
- 6) Kottapalli, S., and Leyland, J., "Analysis of Open Loop Higher Harmonic Control at High Airspeeds on a Modern Four-Bladed Articulated Rotor," NASA TM-103876, 1991.

- 7) Sitaraman, J., "CFD Based Unsteady Aerodynamic Modeling for Rotor Aeroelastic Analysis," Ph.D Dissertation, University of Maryland, 2003.
- 8) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd Ed., CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2006.
- 9) Mosher, M., "Acoustic Measurements of a Full-Scale Rotor with Four Tip Shapes," NASA TM, 1984
- 10) Wie, S. Y., and Kang, H. J., "Aero-noise analysis for S76 helicopter," Proceeding of the 2015 SASE Fall Conference, 2015.
- 11) International Civil Aviation Organization Annex 16, Environmental Protection volume 1 Aircraft Noise, 2011.