

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 516-525(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.516

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

## 정지 및 저속 하강 비행하는 헬리콥터 로터의 소음 해석 및 검증

유영현\*, 정성남\*\*

Validation of Rotor Aeroacoustic Noise in Hovering  
and Low Speed Descent Flight

Younghyun You\* and Sung Nam Jung\*\*

Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University\* / \*\*

## ABSTRACT

In this paper, the acoustic pressure of a helicopter rotor in hovering and low speed descent flight is predicted and compared with experimental data. Ffowcs Williams-Hawkings equation is used to predict the acoustic pressure. Two different wind tunnel test data are used to validate the predicted results. Boeing 360 model rotor test results are used for the low-frequency noise in hover, and HART II test results are employed for the mid-frequency noise, especially BVI noise, in low speed descent flight. A simple free-wake model as well as the state-of-the-art CFD/CSD coupling method are adopted to perform the analysis. Numerical results show good agreement against the measured data for both low-frequency and mid-frequency harmonic noise signal. The noise carpet results predicted using the FFT(Fast Fourier Transform) shows also reasonable correlation with the measured data.

## 초 록

본 연구에서는 정지 비행과 저속 하강 비행하는 회전익기 로터에 대한 소음을 예측하고 실험값과 비교하여 검증하였다. Ffowcs Williams-Hawkings 방정식을 이용한 소음압 예측 프로그램을 개발하였다. 해석 결과의 검증을 위해서 2가지 풍동 시험 결과를 이용하였다. Boeing 360 모델 로터를 이용하여 정지 비행 조건에서의 저차 주파수 대역의 소음압을 검증하였고, HART II 로터를 이용하여 저속 하강 비행 조건의 중간 주파수 대역의 BVI 소음을 검증하였다. 하중 소음을 예측하기 위해서 정지비행 조건에서는 자유후류기법을 통한 공력계수를 이용하였고, 저속 하강 비행 조건에서는 CFD/CSD 연계해석 결과를 이용하였다. 소음 해석 결과 저차 주파수 대역의 소음압과 중간 주파수 대역의 BVI 소음압을 비교적 잘 예측하는 것을 확인하였다. BVI 소음압은 FFT 해석을 통하여 소음 방사 지도를 그려 실험결과와 비교하였다. 비교 결과 시험결과와 비교적 유사하게 예측하는 것을 확인하였다.

**Key Words** : Aeroacoustic(공력소음), Helicopter(헬리콥터), Boeing 360 Model Rotor (Boeing 360 축소 로터), HART II test(HART II 시험)

† Received : October 10, 2014    Revised : April 15, 2015    Accepted : May 29, 2015

\* Corresponding author, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

## I. 서 론

회전익기는 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하여 도심 지역에서의 운행이 가능한 장점이 있다. 하지만 회전익기의 독특한 작동원리로 인하여 로터 시스템에서는 복잡한 공력 특성이 나타나고 이로 인한 공력소음이 크게 발생하는 문제가 있다. 회전익기의 과도한 소음은 객실 내 소음 차폐를 위한 추가적인 비용을 요구하거나, 군사적으로 피탐지성을 증가시켜 생존성에 영향을 미치는 등의 문제점을 가져온다. 특히 회전익기는 도심 지역에서의 잦은 운용으로 인하여 이착륙시 주변 환경에 큰 소음을 전가하여 지속적인 민원이 제기되기도 한다.

이러한 회전익기의 소음 문제를 해결하기 위한 노력이 오랜 시간 동안 지속되어져 왔다. 블레이드 끝단의 형상을 변화시켜 블레이드-와류 간섭 소음을 저감시키는 등의 수동적인 방법[1]과 미리 설치한 작동기에 특정 입력 신호를 발생시켜 로터 블레이드에 작용하는 비정상 공기력 분포를 필요한 시점에 유익하게 분포시켜 소음을 감소시키는 능동적인 방법[1~3] 등 다양한 방법이 제시되고 있고 현재도 활발하게 연구되고 있다.

회전익기의 소음 억제를 위한 연구에서 중요한 것은 신뢰성 있는 소음 해석 코드의 개발이다. 해외 항공 선진국에서는 오래전부터 소음 해석 프로그램을 개발하여 저소음 로터 개발 및 제어기법 연구에 활용하고 있다[4, 5]. 국내에서도 회전익 소음 해석 연구가 다수 수행된 바 있다. 하지만 실험 데이터 확보의 한계로 인하여 주로 축소형 UH-1H 로터를 이용하여 정지 비행 조건에서의 소음을 예측하거나[6, 7], AH-1G 헬리콥터 로터의 BVI 소음을 예측하는 연구가 주로 수행되었다[7~9]. 최근에는 HART II 시험 데이터를 이용한 BVI 소음 예측 연구도 수행된 바 있다[10, 11].

BVI 소음을 예측하기 위해서는 정확한 BVI 공력 하중이 요구된다. 국내 BVI 소음 해석 연구에서는 자유후류기법[8]이나 CFD 해석 기법[9, 10]을 통해 계산된 공력하중을 이용한 연구가 발표된 바 있고, 최근에는 CFD/CSD 연계 기법을 이용한 소음 해석 연구[11]도 발표되었다. 하지만 전진면에서의 BVI 현상을 예측한 결과가 진폭과 위상에서 실험값과 차이를 보여 음압 수준과 방향성도 실험값과 차이를 보이고 있다.

본 연구진에서는 CFD/CSD 연계 연계 기법(loose coupling scheme)을 이용한 HART II 시

험 검증 연구를 수행하여 동일한 기법을 이용한 다른 연구 결과들과 비교하여 우수한 계산 결과를 보여준 바 있다[12]. 따라서 개선된 공력 하중을 이용할 경우 보다 정확한 소음 해석이 가능할 것으로 예상되며 이를 보이기 위해 본 논문에서는 소음 해석 코드를 개발하고, CFD/CSD 연계 연계 기법을 적용하여 구한 공력하중을 이용하여 BVI 소음을 예측하고 이를 실험 결과와 비교 검증하는 것을 목표로 한다. 소음해석을 위해서 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식[13]에 기반한 수치 해석 프로그램을 개발하고, HART II 실험 결과[14]와 비교하여 정확도를 검증한다.

또한 소음 해석 코드의 저차 주파수 대역의 소음 신호 검증을 위해서 아직 국내에서 발표된 바 없는 Boeing 360 축소 로터 시험[15, 16]을 이용하여 정지 비행 시의 저차 주파수 대역의 소음 해석 결과를 검증한다.

## II. 본 론

### 2.1 지배방정식

본 연구에서는 소음해석을 위해서 FW-H 방정식을 이용하였다[13]. FW-H 방정식은 소음원에 따라 충격소음, 하중소음, 두께소음으로 구분할 수 있다. 여기서 충격소음은 아음속 영역에서는 그 효과를 무시할 수 있기 때문에 본 연구에서는 다루지 않기로 한다. FW-H 방정식에서 두께소음은 다음과 같다.

$$4\pi p'_{T'}(\vec{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} \iint_S \left[ \frac{\rho_0 v_n}{d|1-M_d|} \right]_{\tau} dS(\vec{\eta}) \quad (1)$$

여기에서  $a_0$ 는 음속,  $\rho_0$ 는 밀도,  $d$ 는 관측점과 소음원 사이의 거리,  $M_d$ 는 소음원의 관측점을 향하는 속도,  $v_n$ 는 블레이드 표면의 수직방향 속도 성분을 나타내고, 대괄호의 하첨자  $\tau$ 는 지연 시간을 고려한 계산을 의미한다. 공기밀도가 일정하다고 가정할 때, 로터의 두께소음은 블레이드의 형상( $v_n$ )에 지배적인 영향을 받음을 알 수 있다.

FW-H 방정식에서 하중소음은 다음과 같다.

$$4\pi p'_{L'}(\vec{x}, t) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \iint_S \left[ \frac{p'_{ij} n_j}{d|1-M_d|} \right]_{\tau} dS(\vec{\eta}) \quad (2)$$

여기에서  $a_0$ 는 음속,  $p'_{ij}$ 는 블레이드 표면의 압력을 나타낸다. FW-H 방정식의 하중소음은 공간

미분항이 들어가 있기 때문에 수치해석으로 다루기 어렵다. 하지만 관측점이 소음원과 비교적 멀리 떨어져 있는(far-field) 경우에 공간미분항은 다음과 같이 시간미분항으로 변환될 수 있다[17].

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \simeq -\frac{\hat{r}_i}{a_0} \frac{\partial}{\partial t} \quad (3)$$

따라서 하중소음식을 다음과 같이 시간미분항을 포함한 식으로 변형하여 나타내면,

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \frac{\partial}{\partial t} \iint_S \left[ \frac{p \cos \theta}{d|1-M_d|} \right] dS(\vec{\eta}) \quad (4)$$

여기에서  $\theta$ 는 압력이 작용하는 점과 관측점 사이의 각도를 나타낸다( $\theta = n_i \hat{r}_i$ ). 하중소음에서는 블레이드에 작용하는 공력하중에서 관측점으로 향하는 방향의 성분이 소음에 지배적인 영향을 미치게 된다. 따라서 정확한 공력하중을 이용하는 것이 소음 해석에 중요하다고 볼 수 있다.

본 논문에서 공력소음을 구하기 위해 Schmitz 등이 제시한 수치해석 기법[18]을 참고하였다. 해당 문헌은 고속 비행 시의 충격 소음 해석에 대해서 다루고 있지만 충격소음을 제외한 두께소음과 하중소음은 일반적인 소음해석에도 이용할 수 있기 때문에 본 연구의 소음 해석에 반영하였다.

## 2.2 소음 측정 시험

### 2.2.1 Boeing 360 축소 로터

Boeing 360 축소 로터 시험은 1986년 네덜란드의 DNW 무반향 풍동 시험실에서 미육군 연구소와 보잉사가 함께 수행하였다[15].

Boeing 360 축소 로터는 NASA의 기술지원기인 Boeing 360 로터를 형상적/동역학적으로 20% 축소한 로터이다. Fig. 1은 DNW 풍동 시험 장치에 설치되어 있는 Boeing 360 축소 로터와 시험 장비들을 보여준다. Boeing 360 축소 로터는 익단 영역에서 테이퍼를 갖고 두께비가 줄어드는 4개의 블레이드를 갖는 로터이다. 자세한 블레이드 제원은 Table 1에 나타났다.

Boeing 360 축소 로터의 풍동 시험에서는 다양한 비행 조건에 대한 소음 측정을 수행하였지만, 시험 결과 확보의 어려움으로 본 연구에서는 Schmitz 등[16]의 연구에서 보인 정지 비행 조건에 대한 시험 결과를 이용하였다.

소음 측정을 위해서 총 26개의 마이크가 장착되었다. 본 논문에서는 로터 직경의 4.6배만큼 떨어진 지점에서 측정된 소음을 이용하여 비교하였다. Fig. 2는 시험부의 좌표계와 관측점의 위치를 나타낸 것이다. 21번부터 24번까지의 관측점이

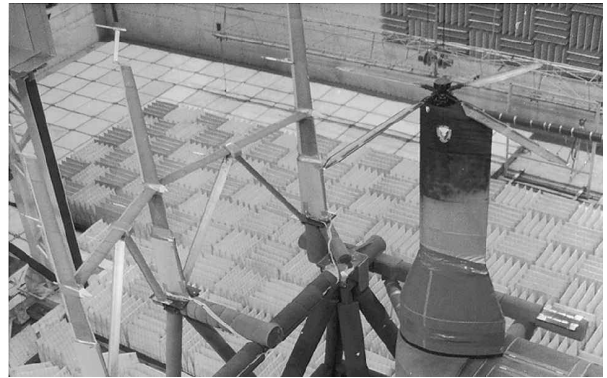


Fig. 1. Boeing 360 rotor in the DNW wind tunnel [16]

Table 1. General properties of Boeing 360 model rotor [15]

Properties, unit	Values
Basic chord, m.	0.1342
Radius, m.	1.54
Number of blades	4
Thrust-weighted solidity, $\sigma$	0.11053
Nominal RPM	1323
Taper ratio (tip chord/basic chord)	0.3206
Location of taper start, r/R	0.9
Root cutout, r/R	0.268
Airfoil section (0.268R~0.85R)	VR12
Airfoil section (tip)	VR15

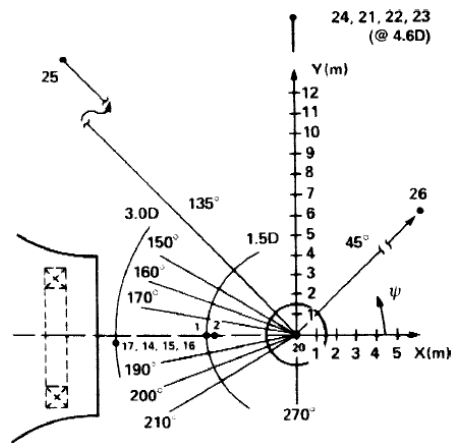


Fig. 2. Coordinate system of test section and observer positions[16]

로터 직경의 4.6배만큼 떨어진 지점의 관측점 들이다. 그림에서 21번은 로터와 동일한 회전면에 위치하고, 22번과 23번은 회전면 하방에 위치한다. 그리고 24번은 회전면 상방에 위치하였다.

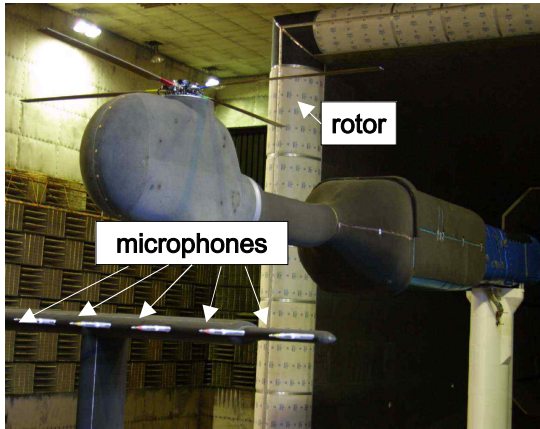


Fig. 3. Wind tunnel facility for HART II test [14]

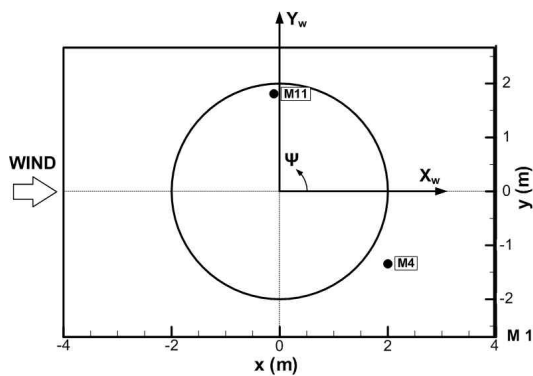


Fig. 4. Acoustic array and coordinate system of HART II test

2.2.2 HART II

HART(Higher-harmonic Aeroacoustic Rotor Test) II 실험은 BVI 현상에 대한 물리적 이해를 위해 2001년 실시된 국제 공동 연구 프로그램이다[14]. HART II 실험은 BO-105 무한지 로터의 40% Mach scaled 축소 로터를 이용하여 DNW 풍동에서 수행되었다. 이 시험에서는 여러 비행 조건에 대한 실험이 수행되었는데, 본 연구에서는 기준 조건인 전진비 0.15를 갖고 6.5도로 하강하는 비행 조건에 대한 실험 결과와 비교하였다. Fig. 3은 DNW 풍동 실험실에 설치된 HART II 로터와 소음 측정용 마이크의 모습을 보여준다.

Boeing 360 축소 로터 시험에서는 고정된 마이크를 이용하여 소음압을 측정한 반면에 HART II 시험에서는 로터의 하방 2.215m 위치에 13개의 마이크를 로터의 횡방향으로 동일한 간격으로 장착하고, 종방향으로 위치를 이동하며 소음압을 측정하였다. 전체 측정 영역은 횡방향으로 5.4m, 종방향으로 8m 영역이다. 측정 후에는 고속 푸리에 변환(FFT)을 통해 소음압수준(SPL, sound pressure level)으로 변환하고 소음 방사 지도를

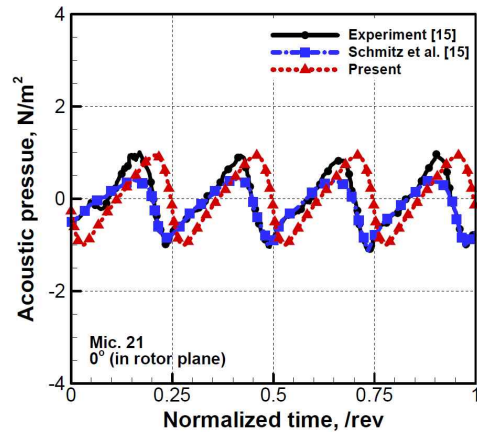
그려 소음의 방향성을 확인하였다. 본 논문에서도 동일한 관측점에 대한 소음압을 계산하고 FFT를 통해 소음 방사 지도를 그려 시험결과와 비교하였다. Fig. 4는 HART II 시험의 소음 방사 지도 영역과 좌표계를 나타낸다.

2.3 소음 해석 결과 비교

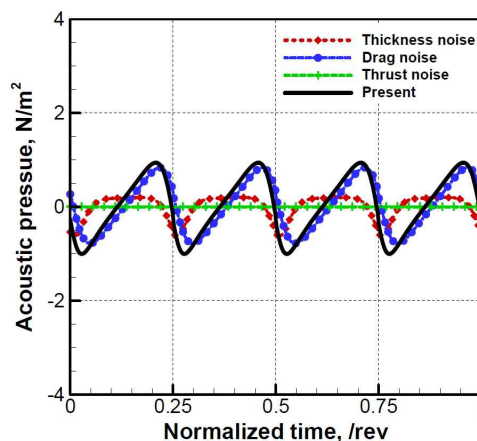
2.3.1 Boeing 360 축소 로터

Boeing 360 축소 로터를 이용하여 정지 비행시의 로터 소음을 계산하고 실험결과와 비교하였다. Boeing 360 축소 로터에 대한 공력하중은 Schmitz 등[16]의 연구에서 자유후류 기법을 이용하여 구한 공력하중 계수를 이용하였다.

Figure 5는 로터와 동일한 면에 위치한 21번 마이크에서 측정한 소음압과 해석 결과를 비교한 것이다. 측정된 소음압의 형상을 보면 정지 비행 조건으로 비교적 안정된 공력 특성을 나타내기



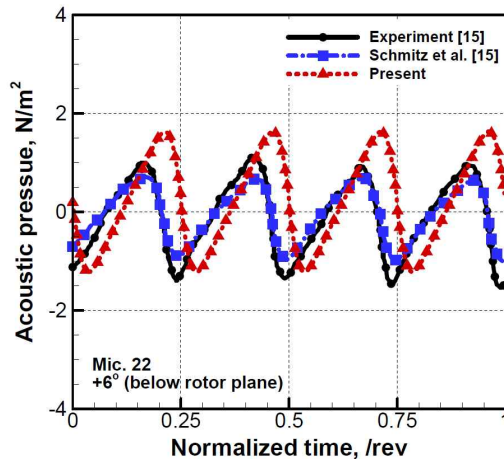
(a) Total noise comparison



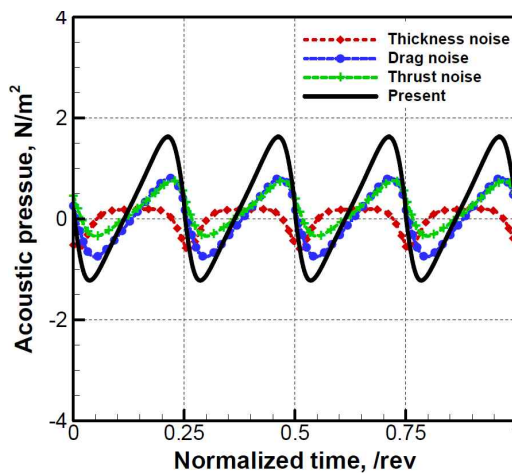
(b) Contributions of thickness and loading noise

Fig. 5. Comparison of acoustic pressure at Mic. 21 position

때문에 4개의 블레이드를 갖는 로터인 Boeing 360 축소 로터의 소음압은 1회전 하면서 4/rev의 소음압 형태가 나타나는 것을 볼 수 있다. 해석 결과를 보면 비교적 실험값을 잘 예측하는 것을 볼 수 있다. 해석 결과에서는 두께 소음과 하중 소음을 분리하여 전체 소음압에 대한 각각의 성분을 나타내었다. 관측점이 로터의 방위각 90도 위치인 전진면 방향에 있기 때문에 두께소음은 소음원의 속도( $M_r$ )가 최대가 되는 방위각 0도를 조금 지난 부분에서 정점을 찍는 것을 볼 수 있다. 하중 소음은 추력(양력)에 의한 소음과 토크(항력)에 의한 소음으로 구분할 수 있는데, 로터와 동일한 면에서는 추력에 의한 소음이 전파되지 않기 때문에 이 관측점에서의 하중소음은 전적으로 토크(항력)에 의해 발생하는 것을 알 수 있다.



(a) Total noise comparison



(b) Contributions of thickness and loading noise

Fig. 6. Comparison of acoustic pressure at Mic. 22 position

Figure 6은 로터 회전면에서 6도 아래에 위치한 22번 마이크에서 측정된 소음압과 해석 결과를 비교한 것이다. 이 지점에서도 해석 결과와 실험값이 비교적 유사한 것을 볼 수 있다. 로터 회전면을 벗어났기 때문에 하중소음에서 추력에 의한 소음이 발생하여 전체적인 소음압의 크기가 증가하는 것을 볼 수 있다. 이론적으로 두께 소음은 로터면 아래쪽으로 이동할수록 줄어들고 허브 중심 아래에서는 전혀 관측되지 않는데, 해석 결과에서도 두께소음이 약 4% 정도 줄어든 것을 확인할 수 있다.

### 2.3.2 HART II

HART II 로터를 이용하여 저속 하강 비행시의 BVI 소음을 계산하고 실험 결과와 비교하였다. 하중 소음을 계산하기 위한 공력하중은 CFD/CSD 연계 해석[19]을 통해 구한 결과를 이용하였고, CFD 해석을 이용한 결과[20]를 이용하여 상호 비교하였다. CFD 해석은 측정된 블레이드의 변형 데이터를 이용하여 블레이드의 탄성 효과를 고려한 것이다. 본 연구에서 도입한 연계 연계 기법은 CFD와 CSD 사이에 한 주기 (period) 단위로 각각 공기력과 블레이드 변형 데이터를 교환하는 방식으로 진행된다. Fig. 7은 CFD/CSD 연계 연계 기법의 흐름도를 나타낸다. 본 연구에서는 CFD 해석을 위하여 KFLOW를 이용하였고, CSD 해석을 위하여 CAMRAD II를 이용하였다. 본 논문에서는 소음 해석 검증에 초점을 맞추고 있으며, CFD 해석이나 CFD/CSD

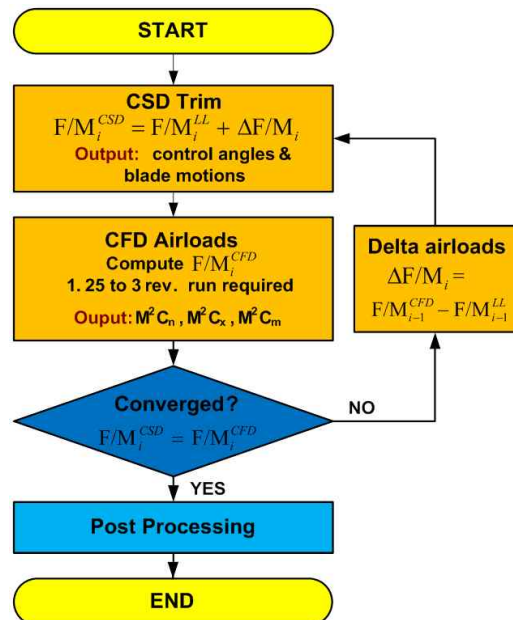


Fig. 7. Flow diagram of loose CFD/CSD coupling

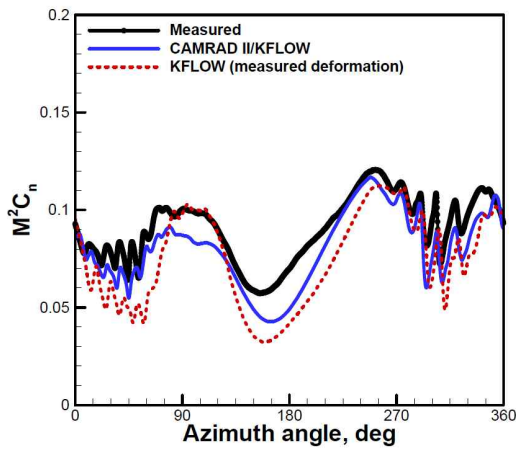
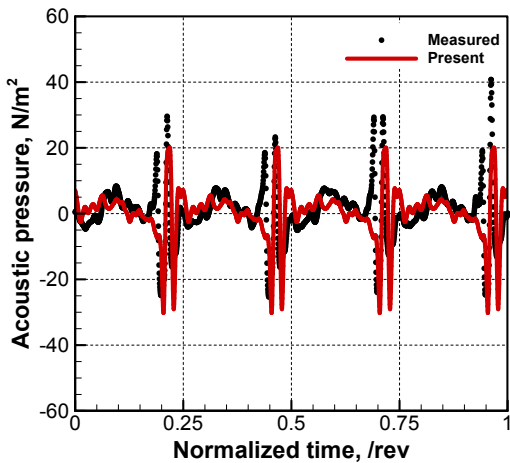
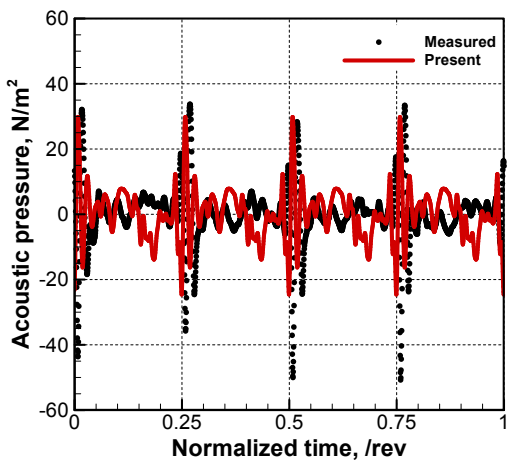


Fig. 8. Comparison of section normal forces at 87% radial station for BL



(a) Retreating side (Mic. 4)



(b) Advancing side (Mic. 11)

Fig. 9. Comparison of acoustic pressure of HART II rotor

연계 해석에 대한 자세한 내용은 참고문헌[19, 20]에서 확인할 수 있다.

Figure 8은 CFD/CSD 연계 해석을 통하여 구한 블레이드 span 87% 지점의 공력하중을 CFD 해석 결과와 측정값과 함께 비교한 것이다. 두 해석 결과 모두 시험값과 대비하여 평균값은 조금 낮게 나타나지만, 전진면과 후진면의 BVI 진동은 잘 예측하고 있다.

HART II 기준 비행 조건에서는 BVI 현상이 강하게 발생하고, 블레이드의 익단 마하수가 작기 때문에 저차 주파수 대역의 두께 소음은 전체 소음압 신호에 거의 영향을 미치지 않는다. 따라서 본 논문에서 BVI 소음은 공력하중만 이용하여 계산하였다.

Figure 9는 실험에서 가장 큰 소음이 측정된 위치인 후퇴면의 4번 마이크와 전진면의 11번 마이크 위치(Fig. 4 참조)에서 측정된 소음압을 블레이드 1회전 시간에 대해서 CFD/CSD 연계 해석 결과와 비교한 것이다. 측정 결과를 보면 BVI 소음압 신호의 peak-to-peak 크기가 블레이드에 따라서 차이가 발생하는 것을 볼 수 있다. 4번 마이크에서는 약 17 Pa 정도의 차이가 발생하고, 11번 마이크에서는 약 15 Pa 정도의 차이가 발생한다. 이는 블레이드의 비균질성 등으로 인한 실험 오차로 보여진다. 블레이드별 peak-to-peak의 평균을 구하면 4번 마이크는 약 55.5 Pa 이고, 11번 마이크는 약 76.9 Pa 이다.

Figure 10은 CFD/CSD 연계 해석과 CFD 해석 결과를 소음압의 주기성이 나타나는 한 블레이드 이동 구간에 대해 나타낸 것이다. 측정값의 비균질성은 평균값으로 보정하여 나타냈다. 4번 마이크 위치의 BVI 소음압 해석 결과를 살펴보면 두 결과 모두 첫 번째 BVI 신호를 예측하지 못하는 것을 볼 수 있다. 하지만 이후의 BVI 신호들의 위상은 잘 예측하고 있다. 4번 마이크 위치의 BVI 소음압에서 첫 번째 BVI 신호를 예측하지 못하는 이유를 살펴보기 위해 Fig. 8의 공력하중을 방위각에 대해 미분하고 후퇴면 부분을 확대하여 Fig. 11에 나타내었다. Fig. 11에서 보면 방위각 305도 지점의 공력하중의 미분값이 실험결과의 절반 수준으로 나타나는 것을 볼 수 있다. 결국 이 방위각 부근에서는 다른 블레이드 스팬 위치에서도 실험 결과와 비교하여 공력하중 미분값이 작게 계산되는 것으로 예상할 수 있다. 4번 마이크 지점은 대략 방위각 300에서 330도 사이에 위치하므로, 이 방위각 부분의 BVI 공력하중의 변화가 4번 마이크의 첫 번째 신호에 가장 큰 영향을 주게 될 것이다. 소음압 신호가 로

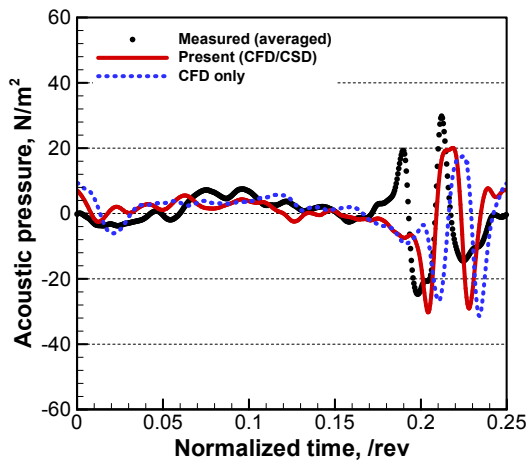
터 전체의 공력 하중의 영향을 받는 복잡성이 있지만, 이러한 공력하중 미분값의 경향성이 4번 마이크의 첫 번째 BVI 소음압 신호를 제대로 예측하지 못하는 이유 중의 하나로 볼 수 있다.

Figure 10에서 CFD/CSD 연계 해석 결과와 CFD 해석 결과의 소음압 peak-to-peak 크기는 유사하게 나타났다. 4번 마이크 위치에서의 전체적인 소음 신호의 peak-to-peak은 측정된 신호의 평균보다 약 9% 정도 작은 값을 예측하였다. 또한 11번 마이크 위치에서는 약 31% 작게 예측하였다. 두 해석 결과에서 BVI peak의 위상각은 최대 4도 정도의 차이를 보인다. 4번 마이크 위치에서는 CFD/CSD 연계 해석 결과의 위상이, 11번 마이크 위치에서는 CFD 해석 결과의 위상

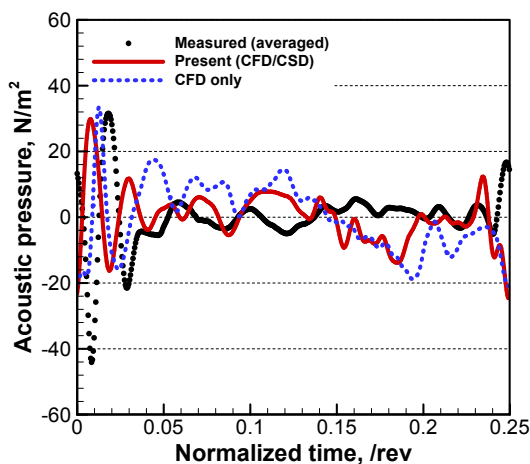
이 측정값에 더 근접하게 나타났다. 하지만 두 해석 결과 모두 전체적인 BVI 소음압의 패턴과 위상은 실험 결과와 유사한 것을 볼 수 있다. 4번 마이크 위치에서보다 11번 마이크 위치에서 peak-to-peak 차이가 크게 발생한 이유는 해석 결과에서 11번 마이크의 날카로운 peak 신호를 예측하지 못했기 때문인데, 이는 측정시 주변 환경의 잡음 등이 측정 결과에 포함되어 있고, 해석의 시간간격이 측정 결과를 따라갈 만큼 충분히 작지 않기 때문이다. 아울러 해석에서는 로터의 공력하중에 의한 소음만 계산하였기 때문으로 보인다.

CFD/CSD 연계 해석과 CFD 해석 결과를 비교하면 4번 마이크 위치에서는 BVI peak의 크기와 위상이 유사하지만 11번 마이크 위치에서는 차이를 보이고 있다. 이는 Fig. 8의 공력하중 계산 결과와 유사한 특성을 보이는 것이다. 공력하중에서 후퇴면의 BVI 현상은 유사하지만, 전진면의 BVI는 CFD/CSD 연계 해석이 실험값에 더 근접한 결과를 보인다. 이러한 결과가 전진면의 11번 마이크 위치에서 CFD 해석 결과와 실험값의 차이를 증가시킨 원인으로 보인다.

BVI 소음은 보통 전체 소음 신호의 6~40 BPF (blade passage frequency) 대역의 주파수로 구성된다. 정확한 BVI 소음의 비교를 위하여 모든 관측점의 소음압을 FFT를 수행하여 6~40 BPF 주파수 대역의 소음압수준(BVISPL)을 구하고 BVI 소음 방사 지도를 그려 BVI 소음의 dB 수준 분포와 소음의 방향성을 살펴보았다. Fig. 12는 HART II 기준 비행 조건에서 측정된 BVI 소음 방사 지도와 해석 결과를 비교한 것이다. CFD/CSD 연계 해석 결과 후퇴면 4번 마이크 위치에



(a) Retreating side (Mic. 4)



(b) Advancing side (Mic. 11)

Fig. 10. Comparison of acoustic pressure of HART II rotor (one blade passage time)

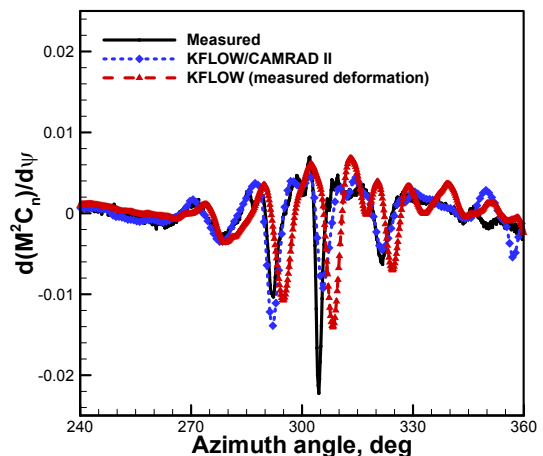
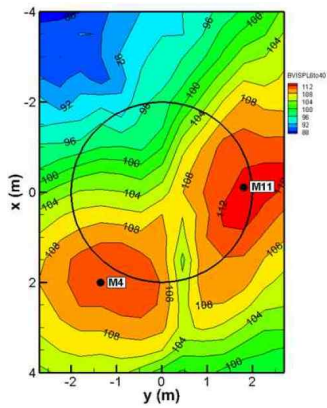
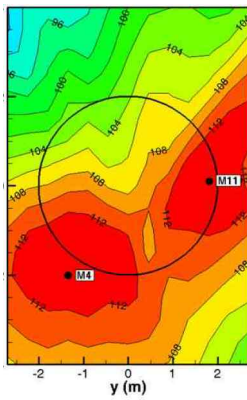


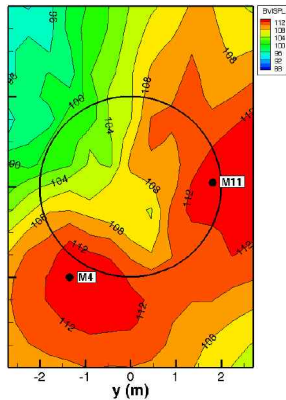
Fig. 11. Comparison of gradient of section normal force (87%R)



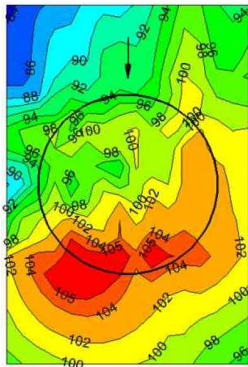
(a) Experiment[14]



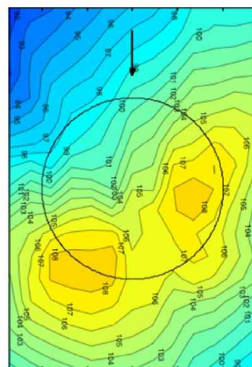
(b) CFD/CSD



(c) CFD only



(d) Kang et al.[11]



(e) Sim et al.[21]

Fig. 12. Comparison of noise map

서는 약 114.1dB로 측정값보다 2.8dB 크고, 전진면 11번 마이크 위치에서는 113.4dB로 실험 결과보다 0.5dB 크게 예측하였다. 전체적으로 해석 결과의 dB 수준이 측정값보다 크지만 전진면과 후퇴면에서 크게 발생하는 BVI 소음의 전형적인 특성을 잘 예측하는 등 전체적인 BVI 소음 전파의 방향성을 잘 예측하는 것을 볼 수 있다. CFD 해석 결과도 대체적으로 유사한 결

과를 보이지만, CFD/CSD 연계 해석 결과와 비교해서 방향성이 후류방향으로 약간 이동한 것을 볼 수 있다. 후퇴면 4번 마이크 위치에서는 약 113.7dB로 측정값보다 2.4dB 크고, 전진면 11번 마이크 위치에서는 113.9dB로 실험 결과보다 1.0dB 크게 예측하였다. HART II 소음 예측과 관련한 여타의 CFD/CSD 연계 해석 결과와 비교해보면 국내 연구진의 결과[11]와 비교하여 공력하중의 개선으로 소음 해석 결과도 개선됨을 보였고, 해외 연구진의 결과[21]와는 유사한 결과를 보여주고 있어 소음 해석 결과의 정확도를 검증할 수 있다.

### III. 결 론

본 연구에서는 회전익기 로터에서 발생하는 소음을 예측하기 위하여 FW-H 방정식 기반의 해석 코드를 개발하고 실험 결과와 비교하였다. 검증을 위해서 Boeing 360 축소로터를 이용하여 정지 비행 조건에서 저차 주파수 대역의 소음압을 비교하였고, 최신의 CFD/CSD 연계 기법을 통해 구한 HART II 로터의 공력하중을 이용하여 저속 하강 비행 조건에서 중간 주파수 대역인 BVI 소음압을 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) Boeing 360 축소 로터에 대한 소음 해석 결과 정지 비행시의 저차 주파수의 소음압 신호를 실험값과 비교하여 진폭과 위상각을 비교적 잘 예측하였다.

2) HART II 로터에 대한 소음 해석 결과에서 BVI 신호의 peak-to-peak는 실험값보다 낮게 예측하였다. 이는 측정시에는 로터 공력하중에 의한 소음뿐만 아니라 주변 환경에 의한 소음이 측정되지만 해석에서는 공력하중에 의한 소음만 계산하였기 때문이다. 전반적인 BVI 신호의 특성이나 위상은 측정 신호와 비교하여 잘 예측하였다.

3) 소음 방사 지도를 작성한 결과 최대 BVI 소음이 발생하는 위치를 실험 결과와 거의 유사하게 예측하였다. 기존의 연구 결과와 비교를 통하여 공력 하중의 BVI 신호를 잘 예측함으로써 소음 지도 계산 결과가 개선되는 것을 확인하였다.

본 연구에서 개발한 소음 해석 코드를 이용하여 향후 공력하중 해석 기법이 소음해석 결과에 미치는 영향에 대한 연구를 수행할 예정이며, 소음 억제 기법 연구에도 활용이 가능할 것이다.



## 후 기

이 논문은 2014년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구 사업임(2014R1A1A2087311). 본 연구는 한국항공우주산업 회전의 항공기 HUMS OFP SW 개발 (RTB 알고리즘 개발) 용역과제 연구 결과 중 일부입니다(HUMS-OFP-20140109-5).

## References

- 1) Yu, Y. H. "Rotor Blade-Vortex Interaction Noise: Generating Mechanism and its Control Concepts," *the AHS Specialist meeting on Aeromechanics Technology and Product Design for 21<sup>st</sup> Century*, 1995.
- 2) Fogarty, D. E., Wilbur, M. L. and Sekula, M. k., "A Computational Study of BVI Noise Reduction Using Active Twist Control," *AHS 60<sup>th</sup> Annual Forum*, Phoenix, May, 2010.
- 3) Malovrh, B. and Gandhi, F., "Localized Individual Blade Root Pitch Control for Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise Reduction," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 55, No. 1, 2010.
- 4) Brentner, K. S. and Farassat, F., "Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, No. 2-3, 2003, pp. 83~120.
- 5) VERTAIR, "Integration of Technologies in Support of a Passenger and Environmentally Friendly Helicopter," FRIENDCOPER consortium, 2009.
- 6) Ryu, K. H., "Comparison of Discrete Noise with Broadband Noise from Small-scaled UH-1H Rotor," *Journal of the KSAS*, Vol. 33, No. 1, 2004, pp. 20~25.
- 7) Lee, J. H. and Lee, S. G., "Numerical Prediction of Aerodynamic Noise from Rotors," *Proceedings of the KSNVE 1997 Annual Spring Conference*, 1997, pp. 581~587.
- 8) Chung, K., Hwang, C. and Lee, D. J., "Helicopter BVI Noise Prediction Using Acoustic Analogy and High Resolution Airloads of Time Marching Free Wake Method," *Transactions of the KSNVE*, Vol. 16, No. 3, 2006, pp. 291~297.
- 9) Wie, S. Y., Lim, D. K., Lee, D. J., Kwon, J. H, Park, S. H., Kim, S. B., Chung, K. H. and Kim, J. M., "Aerodynamics and Noise of AH-1G Rotor in BVI condition," *Proceedings of the KSAS 2008 Fall Conference*, 2008, pp. 158~162.
- 10) Lee, S. M., Lee, J. J, Lee, S. H. and Lee, S. G., "Blade-Vortex Interaction Airloads and Noise Prediction using Blade Deflection Data for HART-II Rotor," *Proceedings of the KSAS 2011 Fall Conference*, 2011, pp. 685~688.
- 11) Kang, H. J., Kim, D. H. and Wie, S. Y., "Aerodynamic and Noise Calculations of Helicopter Rotor Blades using Loose CFD-CSD Coupling Methodology," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 19, No. 3, 2014, pp. 62~68.
- 12) Smith, M. J., Lim, J. W., van der Wall, B. G., Baeder, J. D., Biedron, R. T., Boyd Jr., D. D., Jayaraman, B., Jung, S. N. and Min, B. Y., "The HART II international workshop: an assessment of the state of the art in CFD/CSD prediction," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 4, Issue 4, 2013, pp. 345~372.
- 13) Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, Vol. 264, 1969, pp.321~342.
- 14) van der Wall, B. G., "2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) - PART II: Representative Results," DLR, German Aerospace Center Inst., Rept. IB-111-2005/03, Braunschweig, Germany. 2005.
- 15) Zinner, R. A., Boxwell, D. A. and Spencer, R. H., "Review and Analysis of the DNW/Model 360 Rotor Acoustic Data Base," NASA TM 102253, Nov. 1989.
- 16) Schmitz, F. H., Aggarwal, H. R. and Boxwell, D. A., "Prediction Measurement of a Low-Frequency Harmonic Noise of Hovering Model Helicopter Rotor," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 5, 2000, pp.786~795.
- 17) Farassat, F., "Derivation of Formulation 1 and 1A of Farassat," NASA TM 214853, 2007.
- 18) Schmitz, F. H. and Yu, Y. H., "Theoretical Modeling of High-Speed Helicopter Impulsive Noise," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 24, No. 1, 1979,

pp.10~19.

19) Jung, S. N., Sa, J. H., You, Y. H., Park, J. S. and Park S. H., "Loose Fluid-Structure Coupled Approach for a Rotor in Descent Incorporating Fuselage Effects," *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 4, 2013, pp. 1016~1026.

20) Sa, J. H., Park, S. H., You, Y. H., Park, J. S., Jung, S. N. and Yu, Y. H., "The Fuselage

Effect for Airloads on HART II Rotor Blades," *Proceedings of the KSAS 2010 Fall Conference*, 2010, pp. 1369~1372.

21) Sim, B. W. and Lim, J. W., "Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise and Airloads Prediction using Loose Aerodynamic /Structural Coupling," *AHS 62<sup>th</sup> Annual Forum*, Phoenix, May, 2006.