

# 틸트로터에서 발생하는 공력소음의 측정에 관한 연구

## Measurements on the Aerodynamic Noise Generated from a Tilt-rotor

홍석호\* · 박성\*\* · 최중수\*\*\* · 김규영\*\*\*\* · 이덕주\*\*\*\*\*

Suk-Ho Hong, Sung Park, Jong-Soo Choi, Kyu Young Kim and Duck Joo Lee

**Key Words :** Microphone Array(마이크로폰 어레이), Beamforming Method(빔형성방법), Forward Propagation Method(발신시각 추출법), Tonal Noise(토운 소음), Free-wake method(자유후류법)

### ABSTRACT

In this paper the aeroacoustic characteristics of a tilt-rotor system is measured by using a scaled model tilt-rotor. With a microphone array system and the de-dopplerization algorithm, the location and the characteristics of rotor noise are successfully measured. The most of high frequency noise (4kHz) is found to be located at rotor blade tips, but the low frequency tonal noise is dominant on the middle of the rotor blades. The measured tonal noise characteristics are compared to the results of theoretical calculation. At 0.5m distance from the rotor plane, measured and calculated data are relatively well matched regardless of rotating speed and collective pitch angle for the azimuthal angles between 0° and 60°. However, the data on the azimuthal angles between 70° and 90° are not quite comparable. In addition, the compared data for far-field case (1.5m) are quite different. This is probably due to the unsteady effect which is not included in the theoretical calculation.

### 1. 서 론

틸트로터 항공기는 비행체의 주날개 양끝에 장착된 두 개의 로터를 사용하여 수직 이착륙과, 비교적 빠른 순항속도를 얻고자 고안된 것으로서, 헬리콥터에 사용되는 로터보다는 작지만 프로펠러 항공기에 사용되는 것보다는 큰 직경의 프로펠러를 사용한다.<sup>(1)-(5)</sup>

이러한 유형의 비행체는 헬리콥터 로터의 경우 비행 날개의 가로세로비가 비교적 작아, 날개면 하중이 크고 회전수가 높아져야 하는 특성 때문에, 로터에서 발생하는 공기역학적 소음이 큰 문제가 되고 있으며, 또한 날개 끝 와류의 세기가 헬리콥터의 경우보다 더 큼으로서 와류와 날개사이의 상호작용으로 인하여 발생하는 BVI(Blade-Vortex Interaction)소음 역시 전체 소음에 더 심각한 영향을 미치

는 것으로 알려져 있다.<sup>(1)-(5)</sup> 헬리콥터와 프로펠러를 갖는 비행기의 특성을 지닌 틸트로터 항공기는 이 두 비행체의 소음특성이 모두 존재하게 된다.

틸트로터 항공기의 비행모드는 나셀의 위치에 따라 제자리 비행모드, 틸트모드, 비행모드, 3가지로 나눌 수 있다. 제자리비행모드의 소음특성은 일반적인 헬리콥터에서 발생하는 소음특성인 BVI 소음, 광대역소음(broadband noise), 두께 소음(thickness noise) 등을 갖고, 틸트 모드의 소음은 로터 자체 소음과 더불어 blade와 기체와의 간섭으로 인한 소음이 추가적으로 발생한다.<sup>(1),(2)</sup> 전진 비행 모드는 로터의 회전축이 진행방향과 동일한 방향으로 변환됨에 따라 날개 끝 후류와 로터회전면과의 사이 거리는 멀어지고 BVI 소음의 영향은 작아진다.<sup>(3),(4)</sup> 그러나 로터의 후류 속에 주날개와 꼬리날개가 위치함으로 인하여, 로터의 회전수와 날개수의 곱에 비례하는 주파수에서 이들 날개에 비정상 하중이 인가되어 비행체에 진동 및 소음을 발생시킨다. 또한, 날개의 후류에 놓인 기체와의 상호 작용을 통해, 날개 통과 주파수 (Blade Passage Frequency, BPF)와 이의 배수에 해당 하는 주파수에서 비행체의 진동과 소음이 발생한다.<sup>(4)</sup>

본 연구에서는 틸트로터의 제자리비행모드를 모사한 시험 장치를 이용하여 발생 소음을 측정하였다. 빔형성 기법을 이용하여 날개에서 발생하는 소음원의 위치와 특성을 판별하

\* 충남대학교 항공우주공학과 대학원  
E-mail : hsh303@hotmail.com  
Tel : (042) 821-7774, Fax : (042) 825-9225

\*\* 충남대학교 항공우주공학과 대학원

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\*\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

\*\*\*\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과

였고, 이때 소음원의 위치를 정확히 판별하기 위해 도플러 효과 제거 알고리즘을 사용하였다 또한 로터에서 발생하는 토은 소음을 실험적으로 측정하여 자유후류법을 이용한 이론적 해석 결과와 비교해 보았다.

## 2. 빔형성 방법

움직이는 소음원은 도플러 효과를 포함하고 있다. 이러한 효과로 인해 마이크로폰 어레이를 이용하여 음원의 위치를 파악하기 위해서는 도플러 효과 제거 알고리즘을 사용하여야 한다. 만약 움직이는 소음원에 정지한 소음원에 적용하는 빔형성 방법을 사용하게 되면 발생 소음원의 위치를 정확히 판단할 수 없게 된다.<sup>(6)</sup> 도플러 효과 제거 알고리즘을 적용한 빔형성 방법에는 발신시각추출법(발신시각추출법: Forward ROTating Source Identification: FROSI)과 수신시각추출법(Backward ROTating Source Identification: BROSI)이 있다. 본 논문에서는 발신시각추출법을 사용하였다.<sup>(6)~(9)</sup>

## 3. 빔형성 방법 실험

### 3.1 빔형성 방법 실험 장치 구성

틸트로터 시험 장치는 충남대학교 항공우주공학과와 반무향실에 Fig. 1과 같이 설치되었다. 이때 사용한 무향실은 4.5m × 3.8m × 4.0m 체적에 차단 주파수는 350Hz 이다. 총 32개의 MG 마이크로폰을 사용하였고, 어레이의 형상 설계는 Dougherty가 제안한 나선형 형상을 사용하였다.<sup>(10)</sup> 데이터 취득장치로 NI사의 PXI4472를 이용하였으며, 데이터 측정과 알고리즘 구현을 위해 Labview 7.0을 사용하였다.

틸트로터 시험 장치는 400W급 AC 서보모터를 이용하여 최대 회전수 3000rpm으로 구동된다. 본 실험에서는 컬렉티브 피치각 0°, 6°, 12°, 회전수 2000rpm으로 구동시 날개에서 발생하는 소음원의 위치를 측정하였다. 날개 회전면과 마이크로폰 어레이 사이의 거리는 0.65m로 하였다. 사용된 날개는 스마트 무인기의 TR-S2 형상에서 사용된 날개 디자인의 24% 축소 모델을 사용하였다. 틸트로터 시험장치는 3개의 날개를 갖으며 로터 날개의 형상은 Fig. 3과 같다. 로터의 직경은 716mm, 팁 코드길이는 33.32mm로, 총 8개의 단면에 대하여 비틀린 형상을 갖고 있다. 컬렉티브 피치각  $\theta$ 는 반경이 75%R에서의 각도이다.

### 3.2 빔형성 방법 실험 결과

빔형성 기법에는 정지한 소음원에 적용하는 기법(STAtionary Source Identification: STASI)과 움직이는 소음원에 대한 기법(발신시각추출법: FROSI)이 있다.

Fig. 4는 컬렉티브 피치각이 12°일 때, 회전수 2000rpm에 대하여 4kHz의 발생 소음의 위치를 판별한 결과이다.

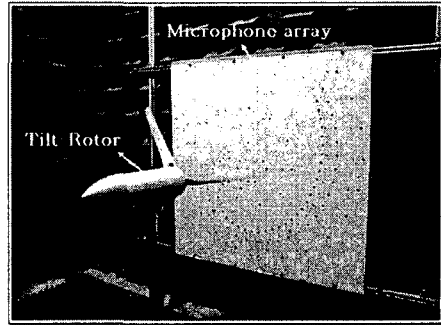


Fig. 1 Microphone array and tilt-rotor test rig

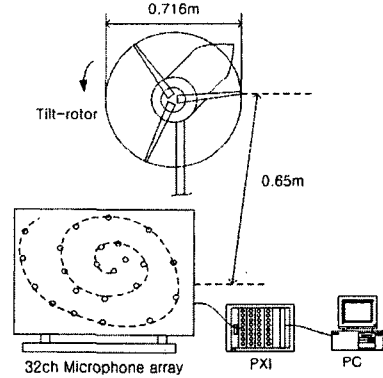


Fig. 2 Schematic of tilt-rotor acoustic test (Hovering mode)

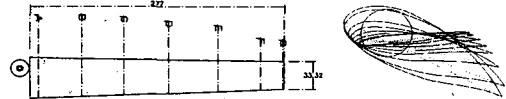


Fig. 3 Sectional shape of the blade

(A)는 정지한 소음원에 적용한 기법을 사용한 것으로 날개 회전면에 소음원이 위치하는 것은 알 수 있으나 소음원이 도플러 효과를 포함하고 있어 소음원의 위치를 정확히 판단하기 어렵다. (B)는 움직이는 소음원에 대하여 도플러 효과를 제거한 후 소음원의 위치를 판별한 것으로 날개면 끝단에서 발생하는 4kHz의 소음원의 위치를 정확히 판별함을 알 수 있다. (C)는 컬렉티브 피치각 6°, 회전수 2000rpm에 대하여 1.5kHz의 소음 성분의 발생 위치를 나타낸 결과로 1.5kHz의 소음 성분은 날개의 중앙부근에서 발생하는 것을 알 수 있다. 날개는 비틀린 형상을 갖고 있기 때문에 소음원의 위치는 날개면의 일부에서만 발생하는 것으로 판단된다. 또한, 각 날개에서 발생하는 소음의 음압 크기는 동일하지 않다. 이는 3개 날개의 형상이 약간 다른 경우에 발생할 수 있으며, 마이크로폰의 위치가 나선형으로 배치되어 측대칭 형상이 아니기 때문에 나타나는 결과로 판단된다.

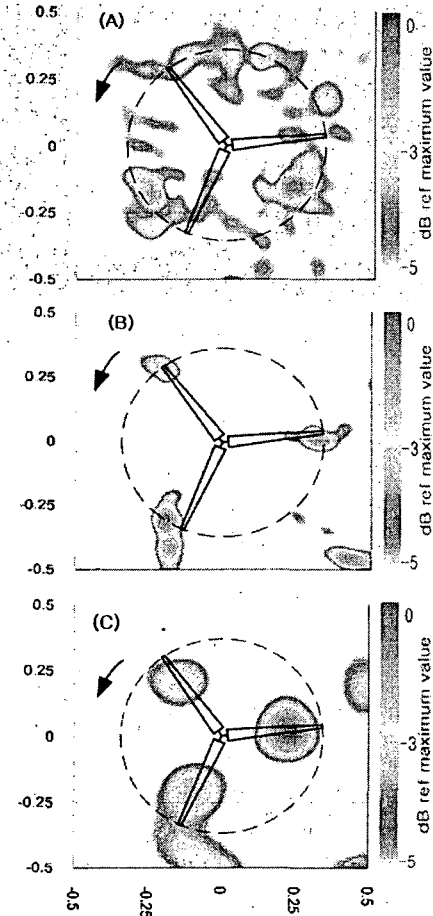


Fig. 4 Beamforming result of tilt-rotor test (A) result of tilt-rotor noise using STASI,  $\theta = 12^\circ$ , 4kHz (B) using FROSI, (C)  $\theta = 6^\circ$ , 1.5kHz using FROSI. Distance between array and source is 0.65m and 2000rpm

#### 4. 토온 소음 측정 실험

##### 4.1 토온 소음 실험장치 구성

본 실험에서는 날개에서 발생하는 토온 소음을 실험적으로 측정하여 자유후류법을 사용한 예측값과 비교해 보았다. 각각 컬렉티브 피치각을  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ 로 회전수 1600rpm, 1800rpm, 2000rpm에 대해 구동시 날개에서 발생하는 토온 소음을  $0^\circ \sim 90^\circ$  간격에 설치된 10개의 마이크로폰으로 측정하였다. 측정거리는 0.5m, 1.5m로 하였는데 본 실험에서는 0.5m 영역을 근접음장영역(near-field)으로 1.5m 영역을 원음장영역(far-field)로 구분하였다. Fig. 5는 본 실험의 장치 사진과 개략적인 모습을 보이고 있다. 여기서  $\phi$ 는 날개 회전면으로부터의 각도를 의미한다.

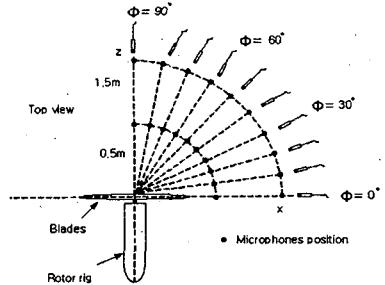
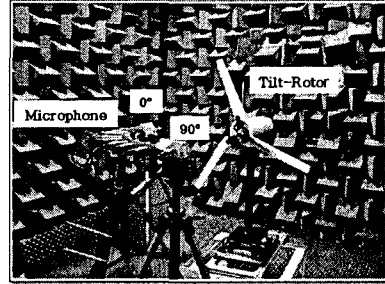


Fig. 5 Experiment Set-up

##### 4.2 토온 소음 실험결과

Fig. 6은 로터 중심으로부터 0.5m 떨어진  $90^\circ$  영역의 동일 컬렉티브 피치각  $10^\circ$ 에서 회전속도 변화에 따른 발생소음의 스펙트럼을 나타내고 있다. 회전수의 증가로 인해 전체적인 음압레벨이 상승함을 알 수 있다. 또한, 날개가 없는 상태로 모터 구동부에서 발생하는 소음(배경소음)을 비교하였다. 본 시험장치와 같이 회전체의 소음특성을 측정하는 시험장치의 경우 소음원 이외의 구동부에서 발생하는 소음의 음압레벨이 더 클 경우 소음원의 소음특성을 명확히 확인할 수 없다. 시험장치 구동시 측정된 소음은 배경소음에 비해 음압레벨이 높음을 볼 수 있고, 전체적으로 배경소음에 의한 영향은 무시할 수 있다.

Fig. 7은 동일 회전수 조건에서 컬렉티브 피치각의 증가에 따른 발생소음의 스펙트럼을 나타낸다. 피크가 발생하는 주파수는 변화하지 않고, 전체적인 음압레벨의 차이도 거의 발생하지 않음을 알 수 있다. (A)는 0Hz부터 5kHz까지의 스펙트럼을 보인다. 발생 소음 중 2kHz 성분까지는 날개에서 발생하는 하중소음(loading noise)과 두께소음(thickness noise)이 주로 발생하고, 2kHz 이후는 광대역소음(broadband noise)이 주를 이루고 있는 것을 확인할 수 있다. 전체적으로 날개 발생 소음은 이 두 소음의 혼합성분임을 알 수 있다. (B)는 0Hz부터 1kHz까지의 스펙트럼을 보이는데, 100Hz의 날개 통과 주파수(BPF)가 정수배로 발생함을 확인할 수 있다. 또한, 앞에서 살펴본 구동부 소음이 날개에서 발생하는 음압레벨보다 낮은 것을 확인할 수 있다.

(B)의 스펙트럼을 보면, 100Hz의 정수배로 발생하는 날개 통과 주파수(BPF)이외에 RPS(Revolution Per Second)에

해당하는 부근에 2개의 피크들이 발생함을 알 수 있다. 이때 발생하는 피크는 회전수 2000rpm일 때 33Hz, 66Hz의 주파수 성분을 갖으며, 각각의 마이크로폰의 위상차를 고려해보면 발생 소음의 위치가 날개면에 위치하는 것을 알 수 있다. 이는 3개의 날개가 동일한 형상으로 제작되지 않고 3개의 날개가 정확히 같은 컬렉티브 피치각을 갖지 못해 발생하는 소음으로 판단된다.

Fig. 6, 7으로부터 발생소음은 피치각의 변화보다는 회전속도의 변화에 따라 발생 음압레벨 차이에 영향이 큰 것을 알 수 있다.

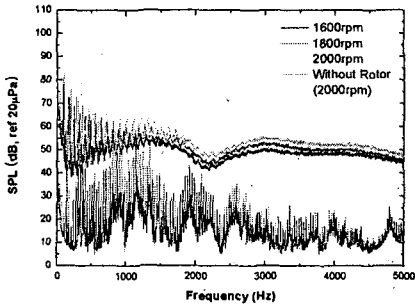


Fig. 6 Autospectrum of tilt-rotor for various rotating speed

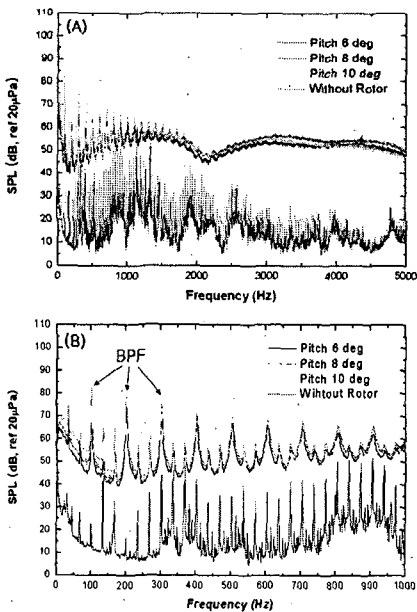


Fig. 7 Autospectrum of tilt-rotor for various collective pitch angle

#### 4.3 토은 소음 실험 결과와 예측 결과 비교

Fig. 8, 9는 실험을 통해 획득한 결과와 자유후류법을 이용하여 계산한 예측값과의 비교를 나타낸다. 0° ~ 90°의 값을

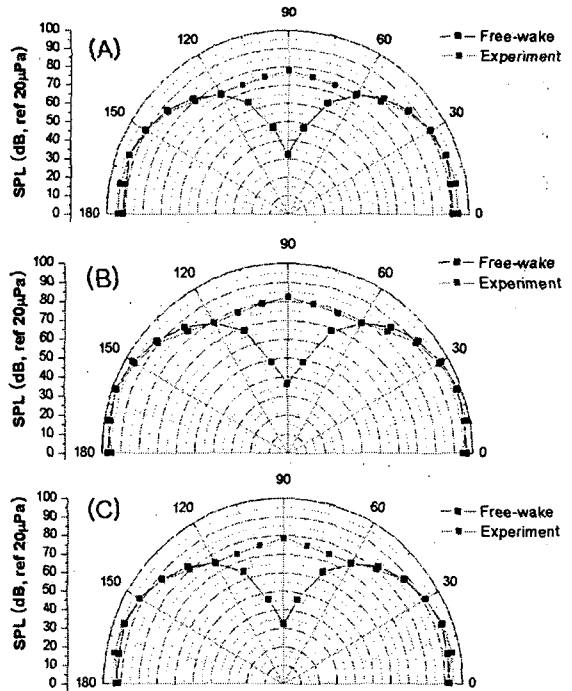


Fig. 8 Comparison between prediction and experiment. Distance is 0.5m (near-field), (A)  $\theta = 6^\circ$ , 2000rpm (B)  $\theta = 10^\circ$ , 2000rpm (C)  $\theta = 10^\circ$ , 1600rpm

을 사용하여 180° 영역에 대해 재구성한 것이다. (A), (B)는 근접음장영역에서 일정한 회전수로 구동시 컬렉티브 피치각의 변화에 따른 값을 비교한 것이고, (A), (C)는 근접음장영역에서 동일 컬렉티브 피치각에 대한 구동속도의 변화에 따른 값을 비교를 나타낸다. (A)는 회전수 2000rpm으로 구동시 컬렉티브 피치각 6°, (B)는 10° 이고, (C)는 컬렉티브 피치각 10°일 때 1600rpm으로 회전 시의 결과값 비교이다. Fig. 8의 (A), (B), (C)를 통해 근접음장영역에서의 측정값과 이론 예측값은 회전 속도와 컬렉티브 피치각의 변화와 관계없이 0° ~ 60° 영역에서 비교적 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 하지만 70° ~ 90° 영역에는 큰 차이를 보이고 있다. 이는 각각의 비틀린 날개면에서 발생하는 두께소음의 영향이 계산시 고려되지 않은 것으로 판단된다.

Fig. 9는 회전속도 2000rpm, 컬렉티브 피치각 10°에 대하여 원음장영역에서의 결과값을 도시한 것이다. 원음장영역의 전영역에서 근접음장의 결과(Fig. 8 (B))와는 달리 큰 차이를 보이고 있다. 예측값의 계산은 동일 날개형상을 갖는 3개의 날개를 회전 시킬 때 발생하는 소음을 예측한 것으로, 해석방법에 따라 측정된 소음과는 차이를 보일 수 있다. 이론에서는 로터가 정상하중상태에서 작동하는 것으로 간주하여, 3개의 날개에 동일한 하중이 작용하는 것으로 가정하여 해석하였다.

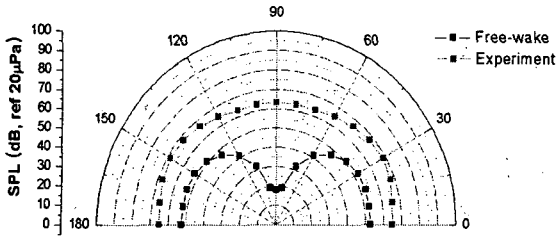


Fig. 9 Comparison between prediction and experiment, Distance is 1.5m (Far-field),  $\theta = 10^\circ$ , 2000rpm.

그러나 실제 모형실험에서는 날개 각각에 작용하는 하중이 동일하지 않을 수 있으며 이로 인해 비정상하중에 의한 소음이 추가될 수 있다. 또한 실험에서 모델을 지지하는 지지대가 날개의 후류에 위치하게 되어, 후류와의 간섭으로 인해 발생한 소음이 영향을 주는 것도 비정상하중을 유발하는 한 원인이라고 생각한다. 이는 자유후류법을 이용하여 예측값 계산시 근접음장영역의 경우 정상 하중이 상대적으로 크게 고려되지만, 원음장영역에서는 비정상 하중의 영향이 크게 증가하기 때문으로 예상된다.

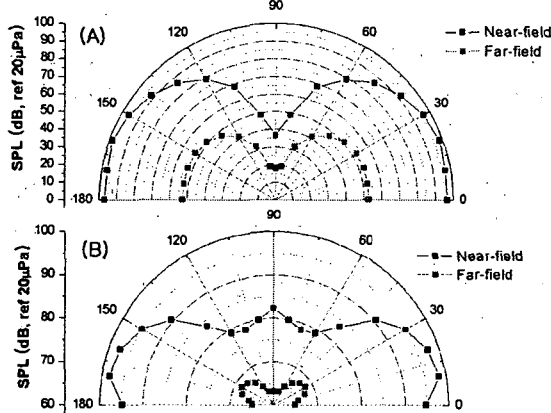


Fig. 10 Noise Directivity between Near-field and Far-field ( $\theta = 10^\circ$ , 2000rpm), Comparison between (A) Prediction and (B) Experiment

Fig. 10은 컬렉티브 피치각  $10^\circ$ 로 회전수 2000rpm으로 구동시 발생하는 소음의 이론값과 측정값의 방향성을 비교한 것이다. Fig. 9는 이론값과 측정값을 동시에 도시함으로써 인하여 상대적으로 음압 범위가 넓어 발생 소음의 방향성 차이를 정확히 표현하지 못하였다. 발생 소음의 방향성을 살펴보면 (A)의 경우 예측값의 경우 근접음장영역과 원음장영역에서는 쌍극자 음원의 형태를 보이고 있다. 실험값의 경우 4중극 음원의 형태를 보이고 있다. 이러한 음원의 형태를 나타내는 이유는 날개의 비틀림으로 인한 요소와 컬렉티브 피치각의 차이로 인해 방향성 특성이 다른 여러 개의 소음원이 함께 존재하는 것으로 판단되고, 날개에서 발생하는 소음

이외에 지지대에서 발생하는 소음도 영향을 미칠 수 있었음을 예상할 수 있다.

## 7. 결론

본 연구에서는 도플러 효과 제거 알고리즘을 통해 회전시 날개에서 발생하는 소음원의 위치와 특성을 파악해 보았고, 4kHz의 소음 성분은 날개끝단에 존재하고 1.5kHz의 소음 성분은 날개면에 존재하는 것을 확인하였다. 날개면의 위치와 형상의 차이로 각기 다른 소음과 음압의 차이가 발생하며, 발생 소음의 음압은 컬렉티브 피치각의 영향보다는 속도의 영향이 큰 것을 확인하였다. 또한, 날개 통과 주파수 이외에 일정한 피크값이 발생하는데 이는 날개형상의 차이로 인해 발생한다. 자유후류법을 이용한 예측값과 실험에 의해 측정된 값을 서로 비교해 본 토은 소음 측정 실험을 통해 근접음장영역에서는 회전속도와 컬렉티브 피치각의 변화에 관계없이 비교적, 정확한 결과를 나타내는 것을 확인하였지만, 원음장영역에서는 예측값 계산시 고려되지 않았던 비정상 하중의 영향이 크게 작용하여 실험결과와 잘 맞지 않는 것으로 예측되며 이에 대한 개선방안을 모색하고 있다.

## 후 기

이 연구(논문)은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

- (1) Conner, D. A., and Wellman, J. B., 1994, Hover Acoustic Characteristics of the XV-15 with Advanced Technology Blades, AIAA Journal of Aircraft, Volume 31, Number 4, July-August.
- (2) George, A. R., Smith, C. A., Maisel, M. D., and Brieger, J. T., 1989, Tilt Rotor Aircraft Aeroacoustics, 45th Annual Forum & Technology Display of the American Helicopter Society, Boston, on 22-24.
- (3) Briger, J. T., Maisel, M. D., and Gerdes, R., 1987, External Noise Evaluation of the XV-15 Tiltrotor Aircraft, the AHS National Specialists Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, Arlington, 25~27 February.
- (4) Gervais, M., and Schmitz, F. H., 2002, Tiltrotor BVI Noise Reduction through Flight Trajectory Management & Configuration Control, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Breckenridge, Colorado.

- (5) Sijtsma, P., Oerlemans, S., and Holthusen, H., 2001, Location of rotating sources by phased array measurements, 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, The Netherlands, on 28~30 May.
- (6) 이재형, 홍석호, 최종수, 2004, "빔형성방법을 이용한 회전하는 음원의 위치 판별에 관한 연구", 한국소음진동공학회 학술지, 제 14권, 제 12호 pp 1338~1344.
- (7) 홍석호, 이재형, 최종수, 2004, "팁제트 로터에서의 소음원 측정에 대한 실험적 연구", 한국항공우주공학회 춘계학술대회 논문집, pp 167~175.
- (8) Howeel, A. J., Bradley, M. A., McCormick, M. A., and Brown, J. D., 1986, De-Dopplerization and Acoustic Imaging of Aircraft Flyover Noise Measurements, Journal of Sound and Vibration, Vol. 105, No.1, pp. 151~167.
- (9) Thomas J. M., Aeroacoustic Measurements. pp. 104~113.
- (10) Mueller, T. J. (Ed), 2002, Aeroacoustic Measurements, Springer-Verlag, Berlin.