論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.201

정지비행 조건에서의 축소 로터 실험을 통한 소음 예측 기법 검증

민안기*, 이재하*, 이 욱**, 최종수***

Validation of Noise Prediction Theory Using Scaled Rotor Experiment for Hovering Condition

Anki Min*, Jae-Ha Ryi*, Wook Rhee** and Jong-Soo Choi***

ABSTRACT

In this paper, a series of experiment is performed for a scaled hovering rotor in a semi-anechoic chamber and the results are compared to the noise spectra predicted by using Lowson's loading noise equation and FW-H equation. It was founded that the sound directivity pattern for both experiments and predictions are similar in their trend. Meanwhile the FW-H equation showed better agreement with experiments in the near-field noise spectra, but at the far-field the Lowson's equation performed better. The discrete noise are known to be proportional to the loading on the blades, which can be controlled by collective pitch angle of the blades. It was founded that the predicted spectra with FW-H equation come close to the measured noise spectra in low collective pitch, but in high collective pitch angles the Lowson's equation be more reliable.

초 록

본 논문에서는 정지비행 조건에서의 무향실 내 축소 로터 실험을 이용해 Lowson의 하중 소음식과 FW-H의 음향상사식으로 예측한 이산 주파수 소음(Discrete frequency noise)을 검증하였다. 소음 예측 기법의 방향성(Directivity) 검증은 전반적으로 실험결과와 유사하게 예측되었으며, 거리에 대한 검증의 경우 근거리(Near-field)에서는 FW-H식의 예측결과가, 원거리(Far-field)에서는 Lowson식의 예측결과가 실험결과와 더 유사한 것을 확인하였다. 피치각(Collective pitch angle)에 대한 검증의 경우 낮은 피치각에서는 FW-H식의 예측결과가, 높은 피치각에서는 Lowson식의 예측결과가 실험결과와 더 유사한 것을 확인하였다.

Key Words : Scaled Rotor(축소 로터), Hovering(정지비행), Noise Prediction(소음 예측), Discrete Frequency Noise(이산 주파수 소음), Helicopter(헬리콥터)

Ⅰ. 서 론

회전익기는 고정익 항공기에 비해 짧은 이착륙 거리와 정지비행 능력, 기동성 등의 장점을 가지고 있어 인명 구조, 수송, 산불 진화, 군사적 목적 등으로 많은 수요가 있다. 하지만 항공기 환경 소음 문제가 대두함에 따라 회전익기의 소음 저감은 점차 중요해지고 있다. 이러한 추세에 맞춰 소음 저감을 위한 로터 블레이드의 최적화 설계가 요구된다. 이를 위해서는 소음의 예측에 대한 연구가 선행되어야 한다. 기존의 예측 방법은 정확도 및 실제 운용 조건을 해석에 반영하기 위하여 CFD를 활용하기 때문에 해석 시간이 수

† 2011년 10월 19일 접수 ~ 2012년 1월 26일 심사완료
* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과 대학원
** 정회원, 대우조선해양 선박해양연구팀
*** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 대학로 99

시간에서 수십 시간이 필요하다. CFD를 적용한 최적화 설계는 변수의 증가나 해석을 위한 경계 조건의 정의에 따라서 해석 시간에도 많은 영향을 주게 된다. 때문에 다양한 변수를 적용하여 공력 및 소음에 대한 최적화 기법을 적용하기에는 고성능의 해석 서버의 활용 및 많은 시간 소요에 대한 한계가 있다. 본 논문은 로터의 다양한 최적화 기법의 적용을 위한 선행연구로 짧은 계산 시간으로 소음특성의 예측을 목표로 한다. 여러 가지 소음기법 중에서 최적화에 적용하기 위한 적합하다고 생각되는 예측기법을 확인하고 소음 실험을 통해서 기법에 따른 차이를 분석하고자 한다.

II. 본 론

2.1 예측 기법

2.1.1 공력 성능 예측 기법

소음 예측에 앞서 검증대상 로터의 공력 성능을 예측할 필요가 있다. 두께소음(Thickness noise)를 예측하기 위해서는 익형 형상정보(Airfoil geometry)가 필요하고 하중소음(Loading noise)을 예측하기 위해서는 각 요소(Element)별 추력(Thrust)과 토크(Torque)가 필요하다. 본 논문에서 공력 성능의 예측은 소음 예측과 마찬가지로 짧은 시간에 예측할 수 있는 방법을 사용하는데, 그 방법은 X-foil과 BEMT를 이용한 방법이다. BEMT에 필요한 공력 데이터를 X-foil을 이용하여 데이터베이스화하고 BEMT에서 해당 조건의 공력 데이터를 가져다 사용하는 방식을 사용한다.

본 논문에 사용된 Blade Element Momentum Theory(BEMT)는 Blade Element Theory(BET)와 Momentum Theory(MT)의 예측 결과가 같다는 전제하에 출발한다.[1] 로터의 형상이 결정되면 두 가지 이론에 필요한 대부분의 변수 정보는 얻을 수 있지만, 유도속도(Induced velocity)는 얻을 수 없다. 따라서 유도속도를 임의의 값으로 가정하고, BET와 MT의 추력 해석 결과가 같아질 때까지 유도속도를 변화시키면서 반복 계산한다. 이러한 해석 기법을 BEMT라 한다. 그리고 3차원 효과의 적용은 Prandtl의 Tip loss factor를 사용한다. BEMT의 단점은 익현방향(Chordwise)의 해석을 할 수 없어서 꺾어진 형상의 블레이드는 예측 정확도가 떨어진다는 단점이 있다. 하지만 본 논문에서는 직선형 블레이드를 사용하기 때문에 이에 대한 영향은 없을 것으로 판단된다.

2.1.2 소음 예측 기법

본 논문에서 소음 예측에 사용되는 이론은 Lowson의 하중소음식과 Ffowcs Williams – Hawkings(FW-H)의 음향상사식이다.

Lowson의 하중소음식[4,5,6]은 Lighthill의 음향상사식에서 출발하여, 단극원(Monopole) 소음 항과 사극원(Quadrupole) 소음 항을 무시하고 이극원(Dipole) 소음 항만을 점 하중으로 고려하여 정리한 식이다. 이 이론은 시간 영역(Time-domain) 방법을 사용한다.

$$4\pi p' = \left[\frac{1}{(1-M_r)^2 r^2}\left\{F_r\frac{(1-M^2)}{(1-M_r)} - F_i M_i\right\}\right] + \left[\frac{1}{a_0(1-M_r)^2 r}\left\{\frac{\partial F_r}{\partial t} + \frac{F_r}{1-M_r}\frac{\partial M_r}{\partial t}\right\}\right] \quad (1)$$

현재의 공력 성능 예측에서는 CFD를 이용하지 않기 때문에 비정상하중의 예측이 불가능하다. 따라서 Lowson의 하중소음식에서도 비정상 하중소음 항은 무시하고 계산한다. 그리고 계산 시간을 줄이기 위해 익형방향(Chordwise)의 해석도 제외한다.

다음으로, Ffowcs Williams – Hawkings(FW-H)의 음향상사식[8,9,10]은 Lowson의 하중소음식과 마찬가지로 Lighthill의 음향상사식에서 출발하여, 식(2)와 같이 단극원 소음 항과 이극원 소음 항, 사극원 소음 항을 모두 포함하여 계산한다.

$$4\pi c_0^2 p'(x,t) = \frac{\partial}{\partial t}\iint\left[\frac{\rho_0 V_n}{r|1-M_r|}\right]_\tau dS(\eta) - \frac{\partial}{\partial x_i}\iint\left[\frac{P_{ij}n_j}{r|1-M_r|}\right]_\tau dS(\eta) + \frac{\partial}{\partial x_i \partial x_j}\iiint\left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|}\right]_\tau dV(\eta) \quad (2)$$

본 논문에서는 Hanson이 FW-H의 음향상사식을 주파수 영역(Frequency-domain)으로 변환한 식(3)을 사용한다.

$$p(t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} P_{mN_b}\exp(-imN_b\Omega_D t) \quad (3)$$

$$P_{mN_b} = P_{Vm} + P_{Dm} + P_{Lm} \quad (4)$$

FW-H의 음향상사식을 이용한 예측에서도 Lowson의 하중소음식과 같은 이유로, 비정상 하중소음(Unsteady loading noise) 항과 익현방향의 해석, 그리고 사극원 소음 항을 제외하고 식(4)와 같이 계산한다.

2.2 정지비행 모델 로터 실험 장치

실험에 사용된 로터 블레이드는 상용 RC헬리콥터용 목제 로터 블레이드로, 원거리 소음까지 측정하기 위해 무향실의 크기(Volume : 211.9 m^2, Cut off Frequency : 150Hz)를 고려하여 직경을 600mm로 결정하였다. 로터의 익형은 X-foil을 이용한 2차원 공력 예측 오차를 줄이기 위해 NACA0012로 결정하였고, Aspect Ratio가 약 8.84인 2개의 블레이드를 사용하였다. 또한 Fig. 1에서 확인 할 수 있는 것 처럼 실험에 사용된 로터 허브는 받음각 0도부터 12도까지 2도 간격으로 알루미늄을 이용해 제작하였다.

공력 성능실험은 충남대학교에서 제작한 프로펠러 성능 측정 장치(Fig. 2)를 사용하였다. 공력 성능을 위해 사용된 하중 측정 장치는 2축 밸런스를 사용하였으며 추력과 토크를 측정한다. 밸런스 용량은 추력은 60N, 비선형오차는 0.1573%이고 토크는 2.4Nm, 비선형오차는 0.1846%의 성능을 갖는다. 회전수는 로터의 운용에 사용된 모터의 성능을 고려하여 3000rpm (M_{tip}=0.274)에서 실험하였다.

소음의 측정은 Fig. 3과 같은 거리방향으로 직선형 마이크로폰 어레이(Microphone array)를 이용하여 측정하였다. 측정 높이(Vertical height)는 로터의 회전중심과 같은 높이이며, 측정방위는 로터 회전면에 수직선을 기준으로 80도에서 150도까지 10도 간격으로 8개 구간을 측정하였고, 측정 거리는 로터 직경의 1배(1D)부터 1.5배(1.5D) 간격으로 로터 직경의 10배(10D)까지 7개 구간을 측정하였다. 이와 같이 한 개의 받음각에 대해서 총 56개의 구간을 측정하였는데, 이에 사용되는 마이크로폰의 개수 문제로 거리 방향으로

Fig. 1. Blade of NACA0012 & Hub

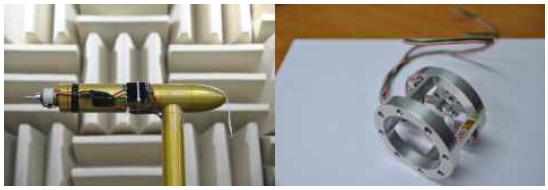

Fig. 2. Rotor Test Jig & 2-Axis Balance

Fig. 3. Microphone Line Array for Noise Test

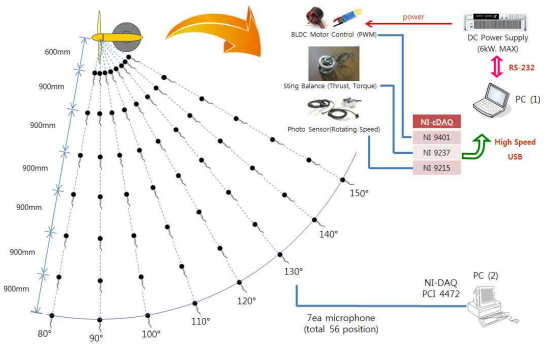

Fig. 4. Layout of Measurement System

배치한 7개의 마이크로폰을 이용해 구성된 마이크로폰 어레이를 방위각에 대해 회전시키면서 소음을 측정하였다. 실험에 사용된 마이크로폰은 Calibrator를 이용하여 1kHz 조건에서 94dB의 소음 레벨을 갖도록 보정하여 사용하였다.

Fig. 4의 내용에서 확인 할 수 있는 것 처럼 공력 성능 및 소음 측정에 필요한 로터 실험 장치와 마이크로폰 어레이의 운용 및 데이터 취득 장비는 National Instrument(NI)장비를 이용하여 구축하였으며 실험 프로그램은 LabVIEW2009를 이용하여 구성하였다.

2.3 예측 기법 검증

2.3.1 공력 성능 예측 기법 검증

공력성능예측에서 추력계수(Thrust coefficient, Fig. 5)와 토크 계수(Torque coefficient, Fig. 6)의 경우 실험 결과와 유사한 결과가 나오는 것을 확인하였다.

다만, 추력 계수와 토크 계수를 이용해 계산되는 Figure of Merit(Fig. 7)은 오차가 다소 존재하는 것을 확인할 수 있지만, 본 논문에서 사용하

는 소음 예측 기법에서는 두께소음과 하중소음이 주를 이루기 때문에 하중소음해석에서 추력이 소음 예측 결과에 영향을 주는 주요소이다. 그리고 현재 추력 계수의 예측 정확도는 소음 예측에 문제가 없다고 판단된다.

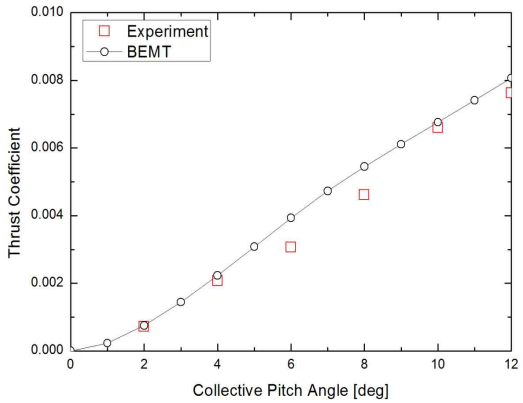

Fig. 5. Plots of Thrust Coefficient vs Pitch

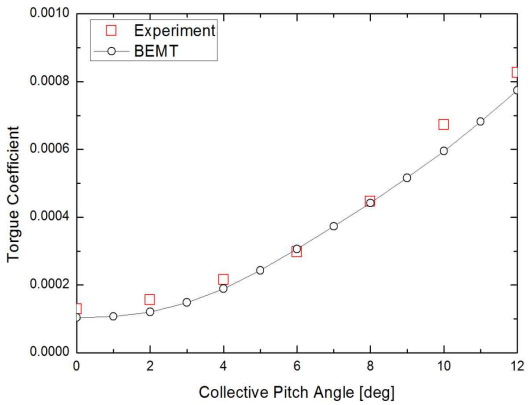

Fig. 6. Plots of Torque Coefficient vs Pitch

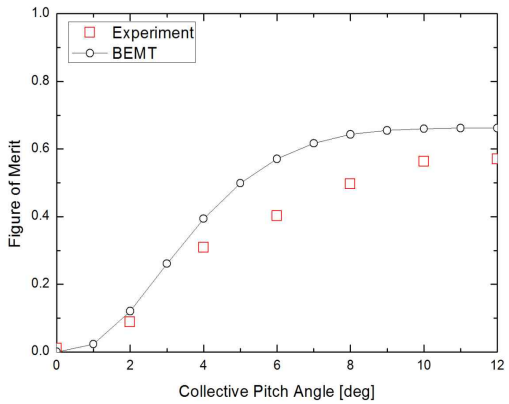

Fig. 7. Plots of Figure of Merit vs Pitch

2.3.2 소음 예측 기법 검증

소음 예측 기법의 검증은 방향성, 거리, 피치각에 대해서 각각 검증하였다. 검증에 사용되는 소음 수치들은 소음을 파워 스펙트럼 밀도(Power Spectral Density)로 나타내었을 때의 첫 번째 깃 통과 주파수(BPF)에서의 소음 레벨(Sound Pressure Level, [*dB*], Reference Pressure = $2\times10^{-5}Pa$)이다. 소음의 검증에서 전체 소음 레벨(Overall Sound Pressure Level)로 비교하지 않고 파워 스펙트럼 밀도의 첫 번째 깃 통과 주파수로 비교한 이유는 현재 소음 예측에 사용되는 음향상사식들이 이산 주파수 소음(Discrete Frequency Noise)만을 예측하기 때문으로, 이산 주파수 소음에서는 첫 번째 깃 통과 주파수에서의 소음이 전체 이산 주파수 소음의 대부분을 차지하기 때문이다.

소음의 방향성 검증 결과는 지면 관계 상 모든 조건에서의 검증 결과를 수록하는 것은 불가능하므로 거리와 피치각에 대한 검증에서 사용되는 조건인 근거리(관측거리 0.6m, 로터 직경의 1배 거리, 1D)와 원거리(관측거리 5.1m, 로터 직경의 8.5배 거리, 8.5D), 그리고 피치각 0도와 12도만을 수록하였다. 소음의 방향성 예측에 소요된 시간은 한 조건에 대해서 약 5분으로 짧은 시간에 예측할 수 있는 것을 확인하였다.

그 결과를 살펴보면, 소음 레벨을 기준으로 봤을 때, 근거리(1D, Fig. 8, 9)에서는 FW-H식의 예측결과가 실험결과와 그 값은 더 유사하지만, 경

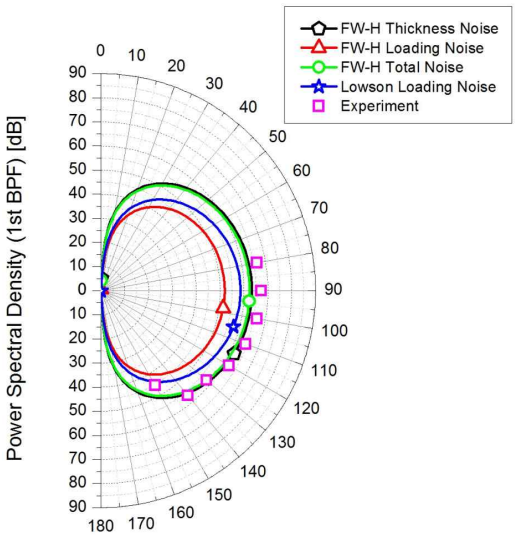

Fig. 8. Directivity Pattern (Observer Distance: 0.6m(1D), Pitch Angle : 0 deg.)

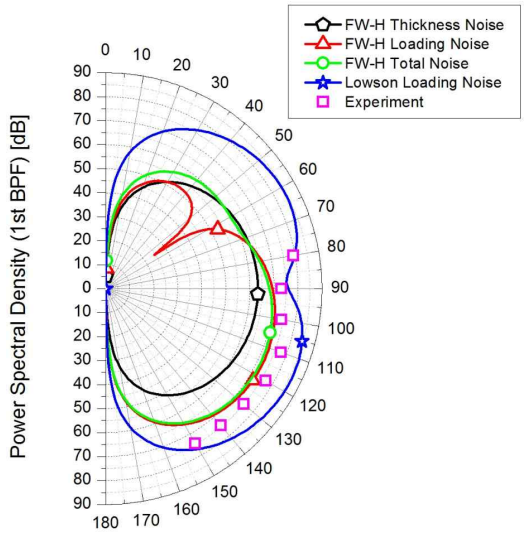

Fig. 9. Directivity Pattern (Observer Distance: 0.6m(1D), Pitch Angle : 12deg.)

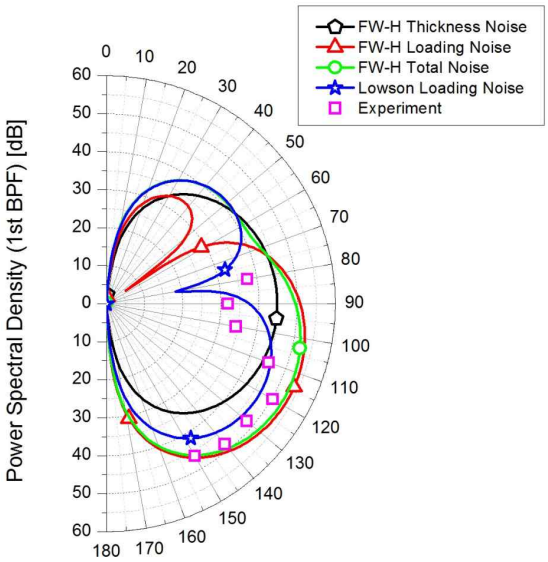

Fig. 10. Directivity Pattern(Observer Distance: 5.1m(8.5D), Pitch Angle : 12deg.)

향성은 Lowson식의 예측결과가 더 유사한 것을 확인할 수 있다. 반면에 원거리(2.5D 이상, Fig. 10)에서는 피치각에 따라 경향성이 달라진다. 피치각이 낮을 때(피치각 0도, Fig. 8)는 두께소음까지 예측하는 FW-H식의 예측결과가 실험결과와 더 유사하고, 피치각이 높아 하중소음의 비중이 클 때(피치각 12도, Fig. 9, 10)는 Lowson식의 예측결과가 실험결과와 더 유사하다.

그리고 방향성의 형태는 근거리와 원거리 모두 Lowson의 하중소음식의 예측 결과에 더 가까운 것을 볼 수 있다. 자세한 내용은 거리와 피치각에 대한 검증에서 살펴보도록 한다.

먼저, 거리에 대한 소음 예측 기법 검증에 앞서 검증 조건의 선택이 선행되어야 한다. 검증 조건에서 선택해야 할 조건들은 관측각도와 피치각이다. 먼저 관측각도는 일반적으로 헬리콥터 환경소음이나 실제 기체 정지비행 소음실험은 100~110도의 관측각도에서 실험하는 경우가 많으므로 110도로 결정하였다.[20] 다음으로, 피치각의 경우는 피치각이 높을수록 소음 예측의 정확도와 가장 크게 관계된 추력계수가 증가하고, 추력이 클수록 이산주파수 소음의 비중이 커지므로 추력계수가 가장 높은 12도로 결정하였다.

거리에 대한 소음 예측에 소요된 시간은 한 조건에 대해서 약 5분으로 방향성과 마찬가지로 짧은 시간에 예측할 수 있는 것을 확인하였다.

Fig. 11의 결과를 살펴보면, 거리에 대한 소음의 감쇠 경향성은 Lowson식의 예측결과와 더 유사한 것을 확인할 수 있다. 다만 관측거리 6m에서 소음이 다시 증가하는 것을 볼 수 있는데, 이는 검증실험이 수행된 무향실의 크기의 제약으로 벽면에 의한 반사소음이 원인으로 추정된다.

소음 레벨을 비교해 보면, 근거리(1D)에서는 FW-H식으로 예측한 결과가 실험결과와 더 유사한 것을 확인할 수 있고, 원거리(2.5D 이상)에서는 Lowson식으로 예측한 결과가 실험결과와 유사한 것을 확인할 수 있다.

거리에 따른 소음 감쇠 특성을 파워 스펙트럼 밀도(Power Spectral Density)를 통해 주파수 영역으로 더 자세히 비교해보도록 하자.

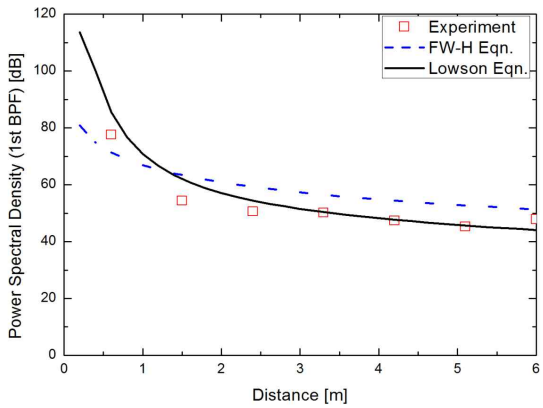

Fig. 11. Validation of Noise Prediction Method -Microphone Position(Pitch Angle: 12 deg., Observer Angle: 110deg.)

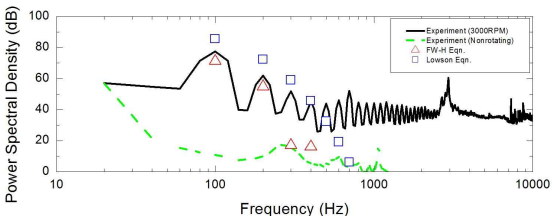

Fig. 12. Validation of Noise Prediction Method -Frequency Range(Pitch Angle: 12deg., Observer Angle: 110deg., Observer Distance: 0.6m(1D))

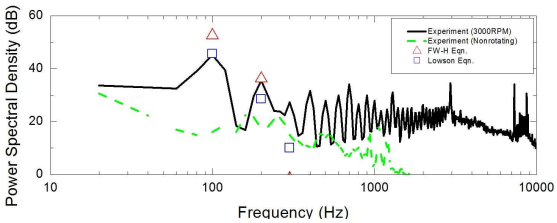

Fig. 13. Validation of Noise Prediction Method -Frequency Range(Pitch Angle: 12deg., Observer Angle: 110deg., Observer Distance: 5.1m(8.5D))

검증실험에 사용된 로터의 첫 번째 깃 통과 주파수(BPF)는 100Hz로 이 주파수를 위주로 살펴보자. 근거리(1D, Fig. 12)에서는 FW-H식으로 예측한 결과가 실험결과와 더 유사한 것을 확인할 수 있다. 그리고 원거리(8.5D, Fig. 13)에서는 Lowson식으로 예측한 결과가 실험결과와 유사한 것을 확인할 수 있다.

두 번째 깃 통과 주파수(BPF)인 200Hz를 보면, 근거리(1D)와 원거리(8.5D) 모두 FW-H식으로 예측한 결과가 실험결과와 아주 유사한 것을 확인할 수 있다.

세 번째 이상의 깃 통과 주파수(BPF)에서는 근거리(1D)에서만 Lowson식의 예측결과가 실험결과와 일부 유사한 것을 확인할 수 있다. 이와 같이 근거리(1D)에서만 예측결과가 실험결과와 유사한 것은 광대역 소음(Broadband noise)과 로터가 회전하지 않을 때의 기본 소음이 이 구간에서의 이산 주파수 소음보다 큰 것이 원인으로 추정된다.

다음으로, 피치각에 대한 소음 예측 기법 검증에서 선택한 검증 조건들은 관측각도와 관측거리다. 먼저 관측각도의 경우 거리에 대한 소음 검증에서와 마찬가지로 110도로 결정하였다. 측정거리의 경우 국제민간항공기구(ICAO)에서 제시하는 회전익 항공기의 환경소음 측정거리를 고려하면 최대 10D이상의 거리까지 고려하여 측정한다. 하지만 본 연구에서는 10D의 경우 무향실 벽면에 가까워 벽면에 의한 반사소음의 영향이 있다고 판단하여 측정거리를 8.5D로 결정하였다.

피치각에 대한 소음 예측에 소요된 시간은 한 조건에 대해서 약 1분으로 앞의 경우들과 같이 아주 짧은 시간에 예측할 수 있는 것을 확인하였다.

그 결과(Fig. 14)를 살펴보면, 피치각에 대한 소음의 경향성을 보면, FW-H식의 예측결과와 실험결과의 전반적인 경향성이 아주 유사한 것을 볼 수 있다. 반면, Lowson식의 예측결과를 보면 피치각이 4도 이상에서만 경향성과 값이 실험결과와 거의 일치하는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 특성이 나타나는 원인은 공력하중이 거의 발생하지 않는 피치각 2도 이하 구간에서는 두께소음이 이산 주파수 소음의 대부분을 차지하기 때문에 두께소음까지 예측하는 FW-H식의 결과가 더 실험결과와 유사한 것으로 판단된다. 이를 파워 스펙트럼 밀도(Power Spectral Density)를 통해 주파수 영역으로 더 자세히 비교해보도록 하자.

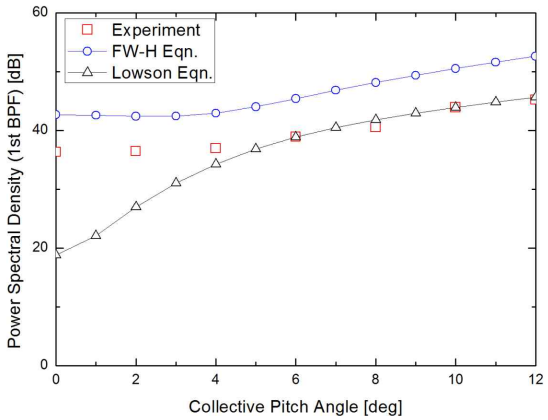

Fig. 14. Validation of Noise Prediction Method about Pitch Angle

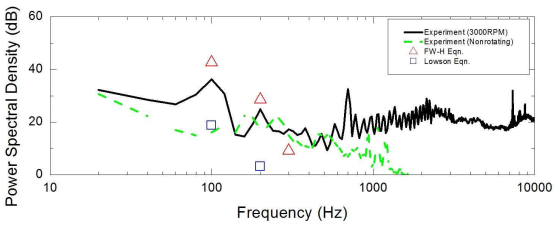

Fig. 15. Validation of Noise Prediction Method about Pitch Angle(Observer Angle: 110 deg., Observer Distance: 5.1m(8.5D), Pitch Angle: 0deg.)

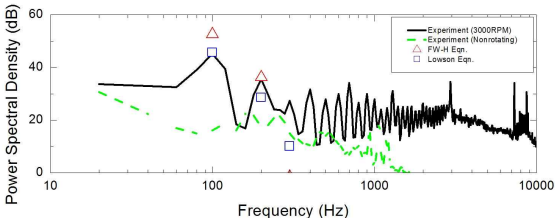

Fig. 16. Validation of Noise Prediction Method about Pitch Angle(Observer Angle: 110 deg., Observer Distance: 5.1m(8.5D), Pitch Angle: 12deg.)

검증실험에 사용된 로터의 첫 번째 깃 통과 주파수(BPF)인 100Hz를 위주로 살펴보면, 피치각 0도(Fig. 15)에서는 두께 소음까지 예측한 FW-H식으로 예측한 결과가 실험결과와 더 유사하고, 피치각이 12도(Fig. 16)에서는 Lowson식의 예측결과가 실험결과와 더 유사하다.

두 번째 깃 통과 주파수(BPF)인 200Hz를 보면, 거리에 대한 소음 예측 기법 검증과 유사하게 모든 피치각에 대해서 FW-H식으로 예측한 결과가 실험결과와 아주 유사한 것을 볼 수 있다.

세 번째 이상의 깃 통과 주파수(BPF)에서는 두 음향상사식 모두 실험결과와 큰 차이가 있다. 그 원인 역시 거리에 대한 소음 예측 기법 검증과 마찬가지로, 광대역 소음과 로터가 회전하지 않을 때의 기본 소음이 이 구간에서의 이산 주파수 소음보다 큰 것이 원인으로 추정된다.

III. 결 론

본 논문에서는 정지비행 상태의 회전익기에 대한 소음 저감 최적화 설계를 위해 다양한 최적화 기법의 적용을 위한 선행 연구로, 짧은 시간 안에 소음 예측이 가능한 소음 예측 기법들의 검증을 목표로 연구를 진행하였다. 예측 시간의 단축을 위해 사용한 소음 예측 기법은 해석시간을 크게 단축할 수 있었고, 조건 별로 더 적합한 소음 예측 기법에 대해 확인하였다. 정확도는 다소 떨어지지만, 설계변경에 의한 성능 및 소음의 증감에 대한 경향성(trend)을 예측하는데 있어서는 충분한 결과를 보인다고 판단된다. 따라서 정지비행 상태의 회전익기의 소음 저감 최적화 설계에 있어 단기간 초기 최적화설계에 충분히 활용이 가능하다고 판단된다.

후 기

2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2010-0014978).

참고문헌

1) J. Gordon Leishman, "Principles of Helicopter Aerodynamics", 2nd Edition, ISBN 978-0-521-85860-1, Cambridge University Press, New York, USA, 2006.

2) Gessow, A., "Effect of Rotor-Tip Speed on Helicopter Hovering Performance and Maximum Forward Speed", NACA-WR-L-97, 1946.

3) Gessow, A., "Effect of Rotor-Blade Twist and Plan-Form Taper on Helicopter Hovering Performance", NACA-TN-1542, 1948.

4) Lowson, M. V., "The Sound Field for Singularities in Motion", Proc. R. Soc. Lond. A 3, vol. 286, no. 1407, 1965, pp. 559-572.

5) Lowson, M. V., Ollerhead, J. B., "A Theoretical Study of Helicopter Rotor Noise", Journal of Sound and Vibration, Volume 9, Issue 2, 1969, pp. 197-222.

6) 전원주, 이덕주, "회전익 표면의 정상하중에 의한 소음의 방사특성", 한국항공우주학회지, 제36권 제4호, 2008. 4, pp. 307~314.

7) C. Lucille Parks, "A computer program for helicopter rotor noise using Lowson's formula in the time domain", NASA-TM -X-72759, 1975.

8) Hanson, D. B., "Helicoidal Surface Theory for Harmonic Noise of Propellers in the Far Field", AIAA Journal, vol. 18, issue 10, 1980, pp. 1213-1220.

9) Hanson, D. B., "Influence of Propeller Design Parameters on Far Field Harmonic Noise in Forward Flight", AIAA Journal, vol. 18, issue 11, 1980, pp. 1313-1319.

10) Hanson, D. B., "Near-Field Frequency -Domain Theory for Propeller Noise", AIAA J., vol. 23, no. 4, Apr. 1985, pp. 499~504.

11) 송성훈, "제자리에서 비행하는 로터 블레이드의 공력 및 소음, 진동 특성 측정에 관한 실험적 연구", 석사학위논문, 충남대학교, 2007.

12) 이욱, “회전하는 원형실린더와 프로펠러에서 발생하는 유체소음에 대한 실험적 연구”, 석사학위논문, 충남대학교, 1999.

13) 이욱, “낮은 전진비 조건에서의 축소로터 후류특성에 대한 실험적 연구”, 박사학위논문, 충남대학교, 2010.

14) Mantay, W. R., Campbell, R. L., Shidler, P. A., “FULL-SCALE TESTING OF AN OGEE TIP ROTOR”, Helicopter Acoustics, 1978, pp. 277-308.

15) Norman, T.R., Shinoda, P.M., Kitaplioglu, C., Jacklin, S.A. and Sheikman, A., "Low-speed wind tunnel investigation of a full-scale UH-60 rotor system," AHS 58th Annual Forum, Montreal, Canada., 2002.

16) 박남은, 우철훈, 최건묵, 김철호, 이석준, "전산공력소음해석을 통한 UH-60 제자리비행 공력소음 연구", 한국전산유체공학회 2009년도 춘계학술대회논문집, 2009, pp. 70~74.

17) 박영민, 최인호, 장병희, "UH-60A 로터 블레이드의 정지비행 성능해석", 한국전산유체공학회지 제13권 제4호, 2008, pp. 45~49.

18) William G. Bousman, "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils", NASA/TP-2003-212265, 2003.

19) Paterson, R. W., Amiet, R. K., "Noise of a model helicopter rotor due to ingestion of turbulence", NASA-CR-3213, 1979.

20) David A. Conner, J. Brent Wellman, "Hover acoustic characteristics of the XV-15 with advanced technology blades", Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 4, 1994, PP. 737-744.