

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(1), 10-16(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.1.10>

풍동실험결과를 이용한 프로펠러 무인 항공기의 환경인증소음 예측에 관한 연구

이재하*, 이 욱**, 최종수*

Effective Perceived Noise Level Prediction for a Propeller driven UAV by using Wind Tunnel Test Data

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

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University*,
DAEWOO Shipbuilding and Marine Engineering CO., LTD.**

ABSTRACT

This paper discussed a procedure for noise certification of Aircraft and predicting the full scale over-flight noise of propeller from acoustic wind tunnel measurement of small scale propeller. Noise Certification Procedures is established from International Civil Aviation Organization(ICAO). The data manipulations are then discussed in extrapolation to simulation flight distance and flight simulation. One of the most important point of flight simulation is adjustments for differences between wind tunnel test conditions and flight test conditions. To simulated the noise level estimation procedure for noise data post-process, simulate procedures from data of the wind tunnel noise measurement and the flight noise measurement by using a 7kg degree UAV. This study confirmed an effectively noise estimation procedures by wind tunnel noise test and flight noise test.

초 록

본 논문에서는 풍동 실험을 통해 취득한 소음측정 결과에서 실제 비행에 기체에서 발생되는 소음을 예측하는 과정에 대하여 다루었으며 정지된 소음원을 비행하는 것과 같은 상태로 시뮬레이션 할 수 있는 방법에 대하여 소개하고 실험을 통하여 검증하였다. 또한 국제민간항공기구(이하 ICAO)에서 규정한 절차에 따라 틸트로터 항공기 및 무인항공기의 환경소음을 평가할 수 있는 방안을 제시하였다. 제시한 평가 방안을 검증하기 위해서 풍동 실험과 비행시험에 대한 소음실험 시뮬레이션 프로그램을 구성하였으며 7kg급 무인항공기를 통한 풍동 실험 및 비행 실험을 수행하였으며 풍동 실험 결과로부터 비행 상태의 소음 예측이 가능하다는 것을 확인 할 수 있었다.

Key Words : ICAO (국제민간항공기구), Propeller Noise (프로펠러 소음), Flight Noise Test (비행소음실험), EPNL(실효감수소음), Wind Tunnel Test(풍동실험), Environmental Noise(환경소음)

† Received: July 10, 2012 Accepted: December 28, 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

우리나라에서 무인항공기는 사격 표적용 무인기 활용을 시작으로 본격적인 연구는 1990년대 비조란 이름으로 개발에 착수된 무인기부터 현재 항공우주연구원에서 개발 중인 스마트 무인기까지 진행되어지고 있다. 또한 현재 확정된 계획은 아니지만 미국에서 개발되어진 글로벌호크 도입 사업이나 프레데터급 중고도 UAV 국내개발이 진행되면 우리나라에 UAV의 비중과 활용도는 크게 증가할 것으로 생각된다. 항공우주연구원서 개발 중인 스마트무인기는 약 5시간의 비행임무 수행이 가능하며 글로벌 호크의 경우 30시간 넘게 날아다니며 정보를 수집하는 임무를 갖고 있다. 이러한 무인항공기의 시장은 군사용에만 한정되던 것을 농약 살포용 무인 헬기등 민간용으로 넓혀가는 추세이다. 무인기가 민간용으로 운용되기 위해서는 현재 운용 되어지는 많은 민항기처럼 기본적인 운용조건을 만족한 상태에서 환경 소음의 규제를 받게 된다. 모든 항공기는 기체의 이륙중량에 따라 환경 소음 규정에 의한 제약을 받고 있는데 관련 규정 및 인증절차는 국제민간항공기구(이하ICAO)에서 제시하고 있다. 항공기의 비행소음 측정을 위해서 실기체에 대한 환경소음(EPNL)에 대한 비행 소음실험이 많이 이루어지고 있다[1]. 또한, 제트엔진의 풍동 실험 결과를 활용하여 실기체 소음 예측에 대한 이론적인 접근방안을 제시하는 연구사례도 있다[2]. 풍동실험과 실제 비행실험을 통한 소음 비교 연구로는 다음과 같은 방법의 연구 사례가 있다. 풍동실험은 실기체 크기의 모형과 특정위치의 마이크로폰을 이용하여 소음을 측정하고 비행실험은 두 대의 실제 항공기를 활용하여 소음원 역할을 하는 항공기와 관찰자 역할을 하는 항공기를 활용하여 풍동실험과 같은 조건에서 소음을 측정하는 방법을 사용하는 연구도 수행되어졌다[3]. 하지만, ICAO에서 제시하는 비행 운용조건 및 소음 측정 방법을 고려하여 풍동실험과 실기체 비행실험을 모두 수행하여 환경소음(EPNL)을 예측 및 비교한 공개된 연구 사례는 없다.

본 논문에서는 선행 연구 사례들을 분석하여 틸트로터 항공기 및 고정익 항공기를 기준으로 무인항공기에 적용할 수 있는 소음기준과 접근방법에 대하여 간단히 소개하고 풍동실험을 통해서 실제 비행체의 환경소음을 예측하는 방법을 다루고자한다. 이러한 내용을 연구하기 위해서 풍동실험을 통하여 환경인증소음을 예측하는 실험과 7kg급 무인기를 활용하여 비행소음측정실

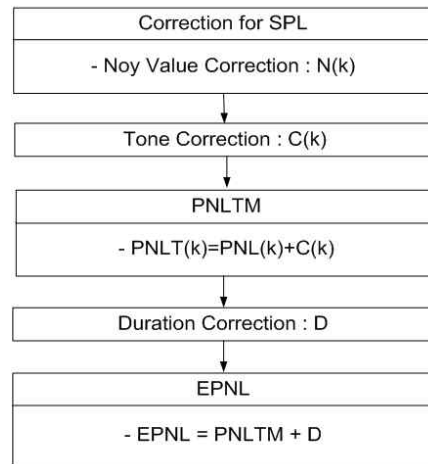


Fig. 1. Effective Perceived Noise Level Certification Regulation

험을 수행하였으며 두 실험을 통해 취득한 소음 결과를 분석하였다.

II. 환경인증소음 규정 및 적용방법

ICAO에서 제시하는 항공기의 환경소음은 기본적으로 프로펠러 항공기인가 회전익항공기인가에 따라서 평가기준이 결정되며 틸트로터 항공기의 경우 기체의 중량 및 비행 상태에 따라 환경인증소음기준을 갖고 있다[4][5].

비행하는 항공기에서 측정된 소음데이터를 계산하는 기본절차는 Fig. 1에서 제시한 내용처럼 나타낼 수 있다. 항공기에서 측정되는 기본음압(Sound pressure level, SPL)으로부터 순간적 감수 소음 기준인 PNL을 구하고 주파수 보정과 측정 지속시간에 대한 보정, 스펙트럼의 불규칙성 등의 보정을 수행하게 된다. 측정되는 기본적인 소음데이터는 1/3 Octave band 단위인 SPL로 나타내어진다. 환경소음평가에 사용되는 소음단위인 EPNL(dB)은 실효 감수 소음을 기준으로 EPN(dB)단위이다. EPNL을 구하기 위한 측정소음이 1/3 Octave band로 부터 수행 되어지는 이유는 ICAO에서 제시한 환경소음을 구하기 위한 평가기준이 1/3 Octave band를 기준으로 제시되어 있기 때문이다.

III. 풍동 소음 실험 내용

풍동 소음 실험을 통하여 상공비행 중에 무인 항공기에서 발생하는 소음에 대하여 환경인증



Fig. 2. Wind tunnel test jig for noise test

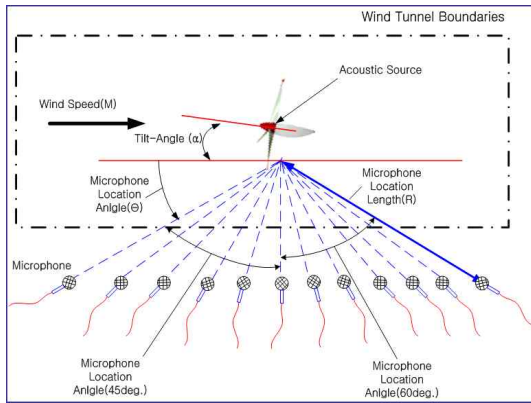


Fig. 3. Layout of propeller noise test

소음을 구하는 과정을 수행해 보았다. 실험에 사용되어진 마이크로폰은 22개이고 마이크로폰사이의 각도 간격은 4도로 개방형 시험부의 유동장 외부에 배치하였다. 풍동시험에 사용된 22개의 마이크로폰은 정지된 상태에서 측정된 소음데이터를 활용하여 해당 마이크로폰의 위치 정보를 시간에 대한 정보로 변화하여 비행하는 것과 같은 상태처럼 구현하는데 사용된다. 실험에 사용된 마이크로폰은 Micritech Gefell, M360을 사용하였고 마이크로폰이 노출되었을 때 있을 수 있는 유동장의 Shear layer 두께 변화에 의한 간섭을 최소화하기 위하여 B&K사의 “WQ-1099” Wind Screen를 사용하였다. 소음데이터의 취득은 NI사의 PXI-4472 DAQ 모듈을 사용하여 취득하였다.

실험에 사용되어진 충남대학교 아음속 무향 풍동은 Contraction 출구의 크기가 1.8m×1.8m 크기로 35m/s의 속도까지 운용 되어질 수 있다.

본 실험은 풍속15m/s조건으로 Open Jet상태에서 프로펠러가 6420rpm으로 회전하는 상태에 대하여 실험을 수행하였으며 충남대 무향 풍동의 Cut-off Frequency의 영향에 대한 소음결과를 보정하기 위해 100Hz의 High Pass Filter를 고려하

였다. 실험대상인 프로펠러 및 모터는 7kg급 무인기에 사용되는 지름 14inch급 프로펠러를 사용하였으며 풍동실험과 비행실험시 모두 동일한 것으로 사용하였다. 풍동실험을 통하여 측정된 소음 데이터로부터 환경소음을 구하는 프로그램의 기본적인 구성 및 절차는 Fig. 5의 내용과 같다. 측정 소음 결과를 환경소음 결과로 계산하기 위해서는 소음 결과를 FFT 과정을 거쳐 1/3 옥타브밴드 스펙트럼 결과로 변환 시킨 이후 실험 환경에 대한 소음 결과를 보정하는 과정을 거친 이후 ICAO에서 제시하는 규정에 따라 EPNL단위의 환경 소음 결과를 구한다[4][5]. 단, 풍동 실험을 통한 소음데이터의 경우 앞서 설명한 계산 과정 중간에 음압(Sound pressure level)에 대해서 시험 모델의 크기에 따른 Scaling effect 및 측정 마이크로폰 위치의 정보를 가지고 비행소음과 같은 조건으로 변화하는 과정을 추가로 거치게 된다.



Fig. 4. Fixed wing UAV for noise test [Remo Eye 006, UCON system]

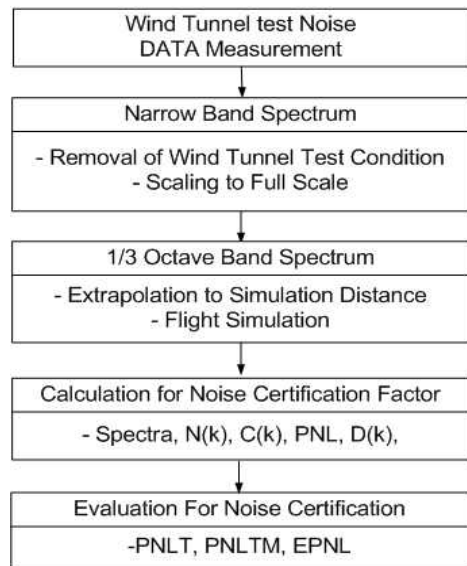


Fig. 5. Wind tunnel test post process

IV. 비행 소음 측정 시험 내용

비행시험에는 운용 및 비행 시험을 통해 성능이 검증된 7kg급 정찰용 무인항공기를 이용하여 비행환경소음측정시험을 수행하였다. 무인기의 비행속도는 15m/s이며 프로펠러의 회전수는 6420rpm을 유지하는 조건에서 수행하였다.

비행 소음을 측정하기 위해서 Fig. 7과 같이 세 개의 마이크로폰을 30m의 간격으로 배치하여 실험을 수행하였으며 비행하는 기체의 비행경로가 세 개의 마이크로폰 중 가운데 마이크로폰의 위를 30m의 고도로 지나도록 실험을 수행하였다. 비행소음 측정에 사용되는 나머지 두개의 마이크로폰은 무인기가 가운데 마이크로폰을 기준으로 하는 비행경로에서 벗어나는 경우에 측정 소음 값을 보정하는데 사용되어진다. 또한, 실험 수행중 5m/s이상의 풍속이 있는 경우 Wind Screen에서 마이크로폰의 특성을 유지 시켜주지 못하므로 Weather Monitor를 사용하여 풍속을 확인하며 실험을 수행하였다.

ICAO에서 제시하는 실제 비행소음에서의 마이크로폰의 간격은 150m이지만 실제 비행 시험이 수행되어진 기체의 크기 및 실험장소등의 환

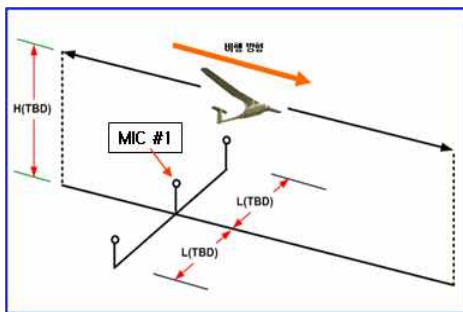


Fig. 6. Layout of level flight noise test

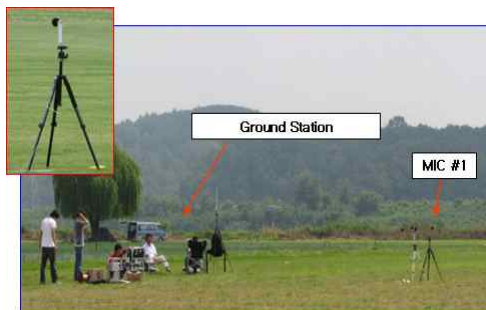


Fig. 7. The field test of level flight noise measurement

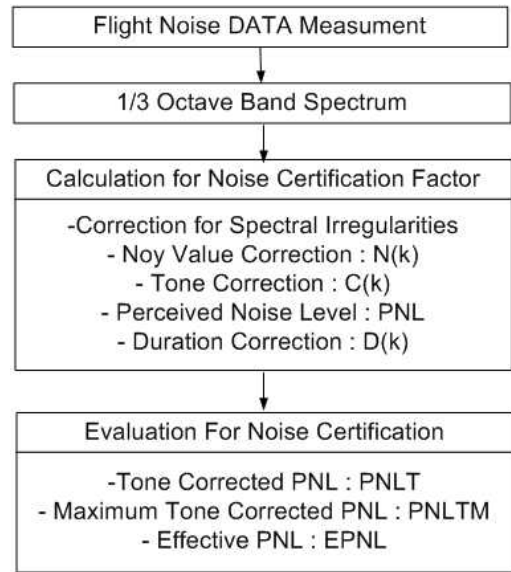


Fig. 8. Flighttest post process

경조건을 고려하여 실험결과에 영향을 주지 않도록 마이크로폰의 배치를 수정하였다. 실험 시에는 온도 및 대기압 습도를 측정하여 실험의 환경 조건에 대한 정보를 취득하도록 하였다. 무인기의 비행경로는 비행체의 FCS에 설치된 GPS로부터 취득되는 데이터를 확인하였으며 가운데 마이크로폰을 기준으로 하는 비행경로에서 벗어나지 않음을 확인하는데 사용되었다. 비행 시험을 통하여 측정된 소음 데이터로부터 ICAO에서 제시한 환경소음을 구하는 후처리 프로그램의 기본적인 구성 및 절차는 Fig. 8의 내용과 같다.

실험조건에서 발생한 고도의 차이는 데이터 후처리 프로그램에서 보정할 수 있도록 하였으며 해당 조건을 고려한 이후에 설명할 식(2)~(3)를 사용하여 보정하였다. 실제 비행고도와 풍동실험 조건에서 비행 고도(y_{\perp})를 일치 시키는 방법을 사용하여 같은 조건을 시뮬레이션 하였다. 또한, 실제 환경소음을 위한 규정에 대해서 고도차이가 있는 부분은 비행체의 소음원이 프로펠러로 측정 센서로부터 충분히 원음장(Far-Field)조건에 해당한다. 때문에 측정위치에 따른 소음을 보정하는 식(1)를 활용하여 측정음압(L_1)에서 소음측정위치(R_1)와 소음보정위치(R_2)에 대한 보정음압(L_2)을 구하는 방법을 후처리 프로그램에 적용하였다. 이러한 거리의 보정은 무조건 거리에 대한 오차가 확인된 경우에 사용되는 것이 아니라 본 실험 연구와 같이 ICAO에서 제시하는 소음실험이 어려운 경우 활용하기 위해 고려하였다.

$$L_2 = L_1 - 20 \log\left(\frac{R_2}{R_1}\right) \quad (1)$$

본 논문에서는 풍동실험과 비행 실험 모두 실제 크기의 무인기를 활용하여 실험을 수행하였다. 때문에 풍동시험 모델의 Scaling에 대한 내용은 적용하지 않았다. 하지만, 축소모형을 이용한 실험의 경우는 풍동실험에서 축소모형을 이용한 소음데이터를 실제 크기에서의 데이터로 보정하기 위해서는 음파의 주파수와 음압레벨에 대한 조정을 거쳐야한다[6].

V. 실험 결과

5.1. 시뮬레이션 비교결과

풍동실험과 비행시험을 통한 후처리 프로그램을 검증하기 위해서 각 실험 및 시험 조건에 대하여 Dipole Tonal Noise에 Harmonic 성분을 포함하는 소음원을 시뮬레이션 하였다.

$$p(t) = \frac{D[\theta]}{R^2} \left[\sum_{i=1}^n A e^{-(i-1)} \sin(2\pi f_0 t) \right] \quad (2)$$

* n = No of Harmonic

* R = distance between source and observer

* D = Thickness, Steady Loading Noise

* θ = measurement angle

시뮬레이션으로 구현한 소음원을 수식으로 표현하면 식 (2)과 같으며 이것은 시뮬레이션 한 소음원의 모습을 나타낸 것으로 회전하는 로터의 디스크 평면을 기준으로 수직으로 소음이 방사하는 형태를 의미한다.

풍동실험 및 비행시험의 소음을 구현하는 시뮬레이션 프로그램은 기본적으로 마이크로폰의 배치와 측정위치에 대한 정보 및 비행속도 또는 풍동속도 입력조건을 제외하고는 같은 조건에서 소음을 취득하는 것처럼 프로그램을 시뮬레이션 하였다. 시뮬레이션에서는 Sampling Rate(Hz)와 Sampling Duration, Source Frequency, Source Level Sensitivity(Pa), No of Harmonic을 같은 조건에서 시뮬레이션 할 수 있도록 프로그램을 구현하였다. 상공비행 시험의 경우 3개의 마이크로폰을 기준으로 무인 항공기가 접근하였다가 멀어지는 것과 같은 내용으로 프로그램을 구성하였다. 풍동에서 수행되는 소음실험은 고정된 소음원을 기준으로 N개의 마이크로폰이 일정한 거리와 각도간격으로 배치가 되도록 소음원을 시뮬레

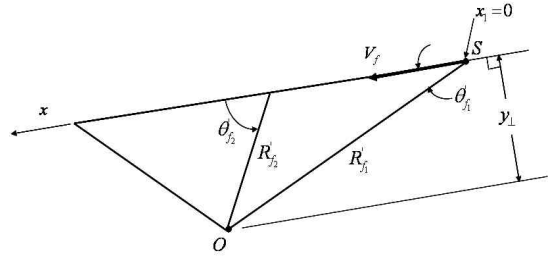


Fig. 9. Geometry for transformation from flight emission angle to observer time

이션 하였다. 풍동실험 조건을 시뮬레이션한 N개의 마이크로폰의 위치에 대한 정보는 후처리 과정을 통하여 Fig. 10과 같은 시간에 대한 정보로 변환 되게 된다. 즉, 풍동 실험조건에서 마이크로폰의 수량과 배치 간격은 추후 후처리 과정에서 PNLT 소음값을 나타낼 때 시간에 대한 정보에 영향을 주게 된다.

고정된 마이크로폰에 의하여 측정된 풍동실험 결과를 활용하여 비행조건에서의 측정값으로 환산하기 위해서는 항공기의 비행조건에 대한 시뮬레이션이 필요하며 Fig. 9는 비행조건에서의 방사각과 거리 관계를 나타내고 있다. 항공기에서 발생하는 소음을 하나의 소음원에서 발생하는 음파로 간주할 경우 소음원(S)의 위치와 측정위치(O) 사이의 거리(R'_{f_i})에 대해서 비행 고도(y_{\perp})에 따른 비행경로가 이루는 각도(θ'_{f_i})의 범위를 이용하여 구할 수 있다. 소음원과 측정위치거리의 변화와 음속(c)의 관계식을 이용하여 해당위치에서의 시간(t_i)을 계산할 수 있다.

$$t_i = \frac{x_i}{V_f} + \frac{R'_{f_i}}{c} \quad (3)$$

$$x_i = \frac{y_{\perp}}{\tan(\theta'_{f_i})} + \frac{y_{\perp}}{\tan(\theta_{f_i})} \quad (4)$$

$$R'_{f_i} = \frac{y_{\perp}}{\sin\theta'_{f_i}} \quad (5)$$

이를 이용하면, 지정된 비행경로에 대하여 측정 시간, t_i 를 위치정보, (R'_{f_i}, θ'_{f_i})로 환산할 수 있으며, 이에 의하여 비행실험에서 시간에 따른 음압의 변화를 풍동실험 결과를 보정한 공간상에서의 음압 분포로부터 계산할 수 있다. 즉, 특정 위치에서의 측정값, $PNL(\theta'_{f_i})$ 를 특정 시각에서의 측정값, $PNLT(t)$ 로 환산할 수 있는 것이다. 이후에 환경소음(EPNL)을 계산하는 과정은 ICAO에서 제시하는 규정과 동일하다[6].

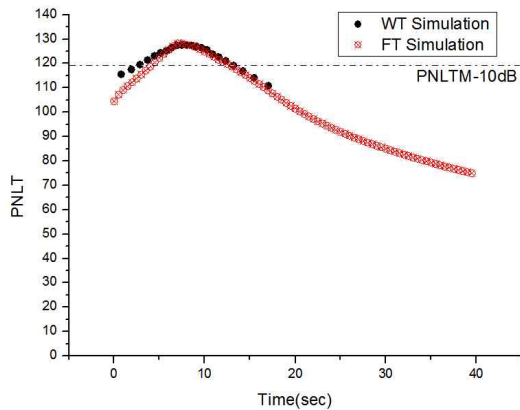


Fig. 10. The post-process result of simulation

Table 1. Simulation result of the post-process between the wind tunnel test and the flight test

Simulation Result	Flight Test	Wind Tunnel Test
C(k) : Tone Correction (dB)	6.6667	6.6667
PNLTM(dB)	128.2840	127.603
D : duration correction(dB)	-3.2446	-1.3531
EPNL(EPNdB)	125.0390	126.2500

풍동실험과 비행시험의 소음원을 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 데이터를 생성하고 해당 실험과 시험의 후처리 프로그램을 사용하여 데이터를 계산하여 보았다. Table 1에서 나타난 결과는 EPNL 및 기타 환경 인증 소음 값들에 대한 내용이며 Fig.10은 PNLTM값을 시간에 대한 그래프로 나타내어 풍동실험과 비행 시험에 대하여 비교한 결과이다. PNLTM 값을 기준으로 약 1dB의 소음 값을 차이를 보이는 것을 확인할 수 있으며 데이터의 경향은 비슷하지만 측정시간에 따라 제일 큰 소음원을 기준으로 기울기의 차이가 있는 것을 확인할 수 있다 이는 환경인증소음으로 변환을 위해 수행하는 Tone Correction과 Noy Value 보정에 의한 영향으로 생각된다.

5.2. 풍동실험 및 비행시험 결과 비교

본 연구를 통하여 구성된 소음 실험 데이터 후처리 과정을 바탕으로 풍동실험과 비행 실험으로부터 취득한 소음 데이터를 분석하였다.

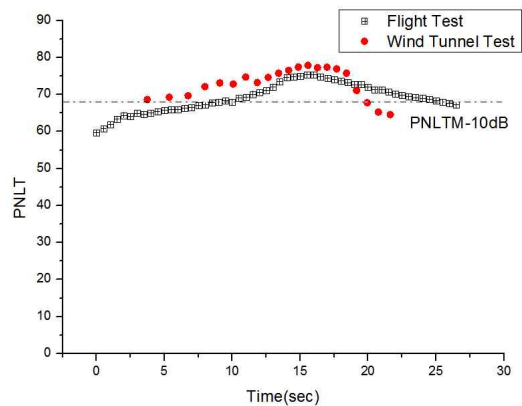


Fig. 11. Comparison of the results of the wind tunnel test and the flight test(15m/s 6420rpm)

Table 2. Comparison of between the results of the wind tunnel test and the flight test (15m/s, 6420rpm)

Simulation Result	Flight Test	Wind Tunnel Test
C(k) : Tone Correction (dB)	0.0476	3.9511
PNLTM(dB)	75.3671	77.8773
D : duration correction(dB)	-0.3943	-1.25539
EPNL(EPNdB)	74.9726	76.6219

Figure 11의 그래프는 후처리 프로그램을 통해 분석한 풍동실험과 비행소음 시험의 PNLTM값을 시간에 대하여 비교한 그래프이다. 표 2.의 내용은 후처리 프로그램을 통해 분석한 풍동실험과 실제 비행시험의 EPNL 및 기타 환경 인증 소음 평가에 고려되는 결과 값이다. 실험 결과를 비교해보면 비행시험과 풍동실험을 통한 EPNL의 계산결과에서 약 1.7dB정도의 차이가 있음을 확인하였다. 이러한 측정값의 차이는 풍동 실험에서 취득한 소음측정 값이 실험을 수행한 풍동이 반무향실 조건을 갖기 때문으로 생각된다. 또한 Fig. 11에서 풍동실험을 보정한 결과가 실제 비행 실험 결과와 경향성에서 차이가 있는 부분은 풍동 유동의 Shear Layers가 여러 층으로 구성된 영향으로 생각된다.

VI. 결 론

본 연구에서는 풍동실험을 통해서 정지된 마이크로폰에서 취득한 실험결과로부터 실제 비행 소음 데이터를 예측하고 무인항공기를 이용한 비행실험결과와 풍동실험결과를 비교 및 검증하였다. 실험결과를 통하여 풍동실험을 통하여 실제 비행 상태의 환경소음을 예측하는 것이 가능함을 확인할 수 있었다. 향후 연구 방향은 풍동실험을 통한 풍동의 반무향 조건에 대한 보정 방법과 Open Jet 풍동의 Shear Layers 보정에 대한 연구를 수행하고자한다. 또한, 본 연구에서 다루지 않은 비행체의 Take-off 및 Approach조건에 대해서는 해당조건을 수행할 수 있는 시험 대상 항공기 혹은 무인기를 선정하여 Simulation 및 풍동실험결과를 비행시험조건으로 Coordination 할 수 있는 방법에 대한 연구를 진행하고자한다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다. 또한 비행시험에 도움을 주신 (주)유콘시스템 및 성우엔지니어링 관계자분들께 감사드립니다.

References

- 1) Earl R. Booth, Jr., Megan McCluer, Hormoz Tadghighi, "Acoustic Characteristics of a Model Isolated Tiltrotor in DNW", Presented at American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montreal, Canada, 1999
- 2) C.S. Allen, and P.T. Soderman. PT, "Scaling and Extrapolating Small-Scale in flow Wind Tunnel Jet Noise to Full-Scale Flyover Jet noise", AIAA/CEAS97-1602, 3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., Atlanta GA, 1997
- 3) Lawrence E. Kinsler, Austin R. Frey, Alan B. Coppens, James V. Sanders, Fundamentals of Acoustics, John Wiley & Sons, Inc., 2000
- 4) Annex 16 to the convention on international civil aviation, Environmental Protection, vol. 1, Aircraft Noise, 4th Edition, ICAO, July 2005
- 5) Environmental technical manual on the use of procedures in the noise certification of aircraft, 3rd Edition, ICAO, 2004
- 6) Jaeha Ryi, Wook Rhee, and Jong-Soo Choi "Noise Level Estimation Procedure for a Tilt-Rotor Aircraft based on ICAO Noise Certification Regulation" Proceeding of the 2007 KSAS Fall Conference, pp.351-356, 2007.