

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 694-701(2018)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.694>

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

소형비행기 소음인증 및 비행시험을 통한 검증방안 연구

최주원*, 기예호*, 김승균**, 석진영***

Study on the Small Airplane Noise Certification and the Means of Compliance through the Flight Test

Joo-Won Choi*, Ye-ho Kee*, Seungkeun Kim** and Jin-Young Suk***

KARI*, Dep. of aerospace engineering, Chung-nam University**,***

ABSTRACT

Civil aircraft noise certification standard is based on the ICAO Annex 16 Vol. 1. And, the standard uses A-Weighted SPL, EPNL and SEL method depending on the aircraft category.

Korean noise standards, KAS 36 and other nation's CS 36 and FAR 36 noise standards were developed and revised according to the international noise standards, ICAO Annex 16. And, the national noise requirements are equivalent each other. The small airplane noise certification requires only take-off noise level with A-Weighted SPL in dB(A) unit. The first Korean aircraft noise certification was performed for the KC-100 certification in August 2012 with Korean authority and U.S. FAA. The noise certification requires much knowledge and experience in flight tests and noise data processing. In this study, the noise test requirements, test conditions and data correcting methods are shown with the test examples.

초 록

현재 항공기 민수인증분야에서 국제적으로 사용하고 있는 항공기 소음인증기준인 ICAO Annex 16 Vol. I 에서는 항공기의 종류에 따라 A-Weighted SPL, EPNL, SEL 계산법을 사용하고 있다. 우리나라를 포함한 미국, 유럽도 이를 기반으로 항공기 소음인증기준을 개발하여 사용하고 있으며, KAS 36, CS 36, FAR 36 기준이 모두 동등하고 제한 값은 동일하다.

소형 항공기의 경우에는 이륙소음 한계만 규정하고 있으며, dB(A) 단위의 A-Weighted SPL 계산법을 사용하고 있다. 국내에서는 2012년 8월에 KC-100 항공기에 대하여 소음인증을 최초로 수행한 바 있으며, 당시 FAA와 함께 KAS 36과 FAR 36 해당 기준을 동시에 만족하는지 시험평가 되었다. 소음인증시험의 경우 시험조건과 처리방법이 까다로워 많은 경험과 배경지식이 필요하다. 이에 KC-100 인증비행시험을 기반으로 소형비행기의 소음인증 기준 분석과 시험조건 및 데이터 처리방법을 실 인증사례를 바탕으로 제시하고자 한다.

Key Words : Airplane Noise(항공기 소음), Noise Certification(소음인증), Noise Flight Test(소음 비행시험), ICAO Annex 16(소음인증기준)

† Received : July 29, 2016 Revised : July 17, 2018 Accepted : July 18, 2018

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

I. 서 론

항공기의 소음은 내부소음과 외부소음으로 분류되며, 이중 외부소음은 다시 환경소음으로 분류되어, 민수 항공기의 인증 시 소음인증기준 상의 제한 값 미만임을 입증하여야 항공기의 인증 및 운용이 가능하다. 항공기 외부소음의 경우 사회적 비용뿐만 아니라, 군사용 항공기의 은밀성에도 필수 요소로서, 소음저감 기술과 함께 시험 및 정량적 평가방법과 평가기준에 관련된 연구가 국내외적으로 지속되고 있다.

회전익 항공기와 고정익 항공기는 서로 상이한 소음특성을 나타내며, 고정익 항공기의 경우에도 추진방식에 따라 프로펠러 구동과 제트추진 항공기의 소음특성이 상이하게 나타난다. 고정익 항공기의 주소음원을 분석하면, 프로펠러와 엔진 배기소음 그리고 기체와 착륙장치 등의 외부 노출물로 인한 난류소음 등이 있으며, 이러한 소음원들은 상호작용을 통하여 복잡한 소음특성을 나타내게 된다[12]. 이에 따라 항공기의 종류별로 소음 측정 방법과 제한값이 차등 적용되고 있다.

현재 항공기 소음 기준은 국제기준인 ICAO Annex 16을 기반으로 각 나라별로 자국의 기준을 설정하고 있으며, Annex 16은 항공기의 종류, 크기 및 용도에 따라 상이한 소음기준을 적용하고 있고 우리나라와 미국 유럽의 소음규정이 동등하고 제한치는 동일하다. 소형항공기의 경우 A-Weighting 분석기준, 대형항공기 또는 제트비행기의 경우 소형항공기보다 복잡한 EPNL(Effective Perceived Noise Level) 분석기준, 소형 회전익 항공기의 경우 SEL(Sound Exposure Level)의 각기 다른 분석기준이 적용된다[13]. 시험조건 및 시험결과의 처리와 비행시험의 방법은 모두 유사하다. 본 연구에서는 소형비행기 인증에 적용되는 A-Weighting 분석 및 소음인증 기준을 국내 최초로 KC-100 항공기 소음인증 시 적용한 경험을 바탕으로 소음값의 비행시험 획득방법, 분석 및 처리방법을 실 사례와 함께 제시하고자 한다.

II. 본 론

2.1 소형고정익 항공기의 소음인증 비행시험 및 자료처리 방법

최대이륙중량 8,618kg 미만의 프로펠러 구동 소형 고정익 항공기의 경우 Fig. 1에 제시된 것과 같이 이륙지점으로부터 비행경로상의 수평거리 2,500m 떨어진 곳에서 A-weighting noise

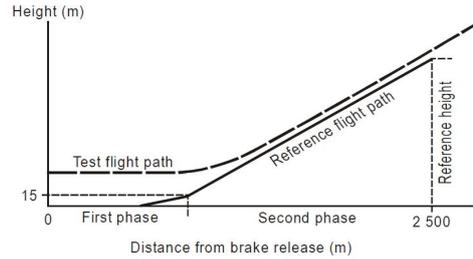


Fig. 1. Typical test and reference profiles

level 방법으로 직하방 소음을 측정하도록 되어 있으며, 이때 측정되어 보정 처리된 유효소음의 최댓값 평균이 Table 1의 제한값 미만이 되어야 한다.

Table 1. Noise limits for prop driven small airplane

MTOW	0	0.57	1.5	8.618
Noise Limit dB(A)	70 dB(A)	78.71+35.70logM dB(A)	85 dB(A)	85 dB(A)

- * MTOW mass in 1,000kg
- * MTOW less than 570kg : under 70dB(A)
- * MTOW 570~1,500kg : under 70~85dB(A)
- * MTOW 1,500~8,618kg : under 85dB(A)

2.1.1 최대 이륙소음 제한값

최대 이륙소음 제한값의 경우 항공기의 종류 및 인증시점에 따라 상이하하며, 제한값 기준은 점점 더 가혹해지고 있는 추세이다.

최대이륙중량 8,618kg 미만의 프로펠러 구동 소형 고정익 항공기 중 570kg 미만의 경우 최대 이륙소음이 70dB(A)를 초과하지 않아야 하며, 1,500kg 초과 8,618kg의 항공기는 최대 85dB(A)를 초과하지 않아야 하고, 570~1,500kg 사이 중량의 항공기는 이륙중량에 따른 계산식에 따라 70~85dB(A) 사이의 제한값을 초과하지 않아야 한다 (Table 1 참조).

2.1.2 비행시험조건

소음측정값의 경우 대기조건에 영향을 많이 받고 항공기의 성능차이 및 시험오차, 그리고 배경소음과 같은 환경조건에 따라서도 영향을 많이 받기 때문에, 소음인증 기준에서는 신뢰도 높은 측정값을 얻기 위하여 시험조건 및 보정방법을 구체적으로 제시하고 있고, 시험 항공기의 성능 역시 표준값으로 환산한 성능 값을 사용하도록 되어 있다.

기본적으로 소음시험은 눈이나 비가 내리면 안

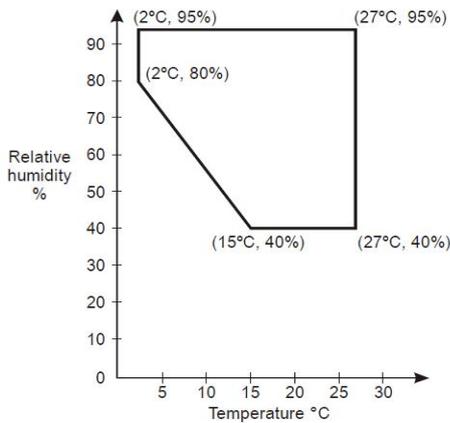


Fig. 2. Measurement window for no absorption correction

되고, 온도와 습도의 대기조건은 소음측정지점 2,000m 이내의 지면고도 1.5~10m 사이에서 측정된 값을 기준으로 대기온도 2~35°C, 상대습도 20~95% 하에서 시험을 해야 한다. 또한, 시험 중 고도에 따른 과도한 온도 역구배가 발생하면 안 된다. 그리고 시험 시 평균풍속은 10kt 미만이어야 하며, 측풍속도는 5kt 미만의 안정된 대기조건에서 해야 한다.

이후 시험조건에서 측정된 소음값을 여러 조건에서 보정하는 과정이 필요한데, Fig. 2에 제시된 온도와 습도조건 내에서 시험할 경우에는 대기 중 소음감쇄효과가 미미하여 대기 흡수율을 고려한 부분은 별도의 보정이 필요하지 않는다.

소음시험장소는 평지여야 하며, 소음감쇄효과를 발생할 수 있는 나무나 잡목 및 풀이 주위에 없어야 하고, 소음측정지점으로부터 75°로 반분한 원추 방향에 소음장(Sound field)에 영향을 미칠 수 있는 장애물이 없어야 한다.

또한 측정된 소음값은 배경소음으로부터 많은 영향을 받기 때문에 측정 당시의 배경소음은 전차장비 등의 주변소음을 포함하여 항공기의 최대 소음값보다 최소 10dB 이상 낮아야 한다.

이러한 까다로운 시험조건 및 장소조건으로 인하여, 소음시험을 할 수 있는 계절과 장소 및 시간대가 상당히 제약되며, 일반적으로 기온과 습도가 적합한 봄과 가을의 일출 직전에 소음측정 비행시험을 한다[1].

2.1.3 소음 비행시험 절차

소형항공기의 경우 이륙소음만으로 항공기의 소음을 제한하며, 동일한 소음원이라 하더라도 측정소음은 비행경로 및 고도, 즉, 항공기의 이륙

Table 2. Reference flight path conditions

	Standard atmosphere condition
ambient pressure	1013.25 hPa
temperature	15 °C
humidity	70 %
wind speed	0 kt

성능에 따라 영향을 받게 된다. 이에 따라 인증 기준에서는 소음측정 대기조건뿐 아니라 항공기 성능 시험조건과 성능 보정절차를 제시하고 있다.

먼저, 시험 시 항공기는 엔진, 프로펠러, 항공기 외형, 외부돌출물, 중량, 추진제어 소프트웨어 등 소음 및 성능에 영향을 미칠 수 있는 모든 부분들이 승인받고자 하는 형식설계와 일치하는 항공기를 사용해야 하며, 시험 시 중량은 항공기의 승인받고자 하는 최대이륙중량 상태이어야 한다.

중량과 바람에 따라 상승각과 소음측정거리가 변화되므로, 소음측정값도 달라진다. 이에 따라 1시간 시험 동안 발생하는 항공기의 중량 감소는 보정식을 통한 성능환산이 허용된다. 또한, 무풍의 표준대기조건 하의 항공기 성능을 고려한 기준경로(Reference flight path)를 사전에 설정하여, 시험 시 항공기는 이 경로를 따라 비행을 해야 하고, 시험 중 측정된 경로와 기준경로와의 차이는 별도의 보정식을 통하여, 표준값으로 환산하는 과정이 필요하다.

기준경로(Reference flight path)는 Table 2의 대기조건을 기준으로 설정되어야 하며, 항공기의 승인받은 비행매뉴얼 상의 이륙절차와 성능을 기준으로 다음 및 Fig. 1과 같이 두 단계로 설정된다.

○ 1단계 :

a) 이륙출력(Take-off power) 사용지점 : brake release point부터 AGL 15m(50ft) 고도 지점까지. 이후 최대 연속출력 또는 이륙출력(허용되는 경우)

b) 비행형상(configuration) : 신청자가 선택한 constant take-off configuration 1단계에서 계속 유지

c) 중량 : brake release point에서의 중량은 소음인증을 받고자 하는 최대 이륙중량

d) 1단계의 수평거리는 포장 수평 활주로에서 이륙을 위한 승인된 비행매뉴얼 상의 성능차트에 제시된 표준대기조건 하에서의 이륙거리

○ 2단계 :

a) 1단계 종료 후 2단계 시작

b) 비행형상(configuration) : 상승형상(접이식 착

륙장치의 경우 L/G up, Flap은 normal climb 해당 위치 유지)

c) 속도 : best rate of climb speed (V_y)

d) 이륙출력 사용. 또한, variable pitch 또는 constant speed propellers의 경우 rpm은 이륙출력 rpm 2단계 내에서 유지. (단, 감항한계로 인하여 기준경로까지 이륙출력과 rpm을 유지하지 못할 경우, 이륙출력과 rpm은 감항한계에서 허용하는 범위 내에서 지속적으로 유지한 후 최대연속출력/회전수 유지. 소음 제한값에 적합하기 위하여, 이륙출력 및 회전수를 시간으로 제한하는 것은 허용되지 않음. reference height는 필요한 power setting에 해당하는 climb gradient를 기준으로 설정되어야 함.)

시험 시 항공기의 중량은 이륙당시 최대이륙중량 상태에서 시험이 1시간을 초과할 경우 매 1시간마다 최대이륙중량으로 조정되어야 한다.

시험 시 항공기의 속도는 감항기준상의 성능요건 및 엔진 냉각시험 등을 통해 설정되어 승인된 V_y (Best Climb Speed) 속도로 상승해야 하며, 오차범위는 지시속도(IAS)를 기준으로 $V_y \pm 5kt$ 이내이어야 한다.

기준비행경로와 시험비행경로와의 편차 및 시험속도의 편차들은 측정 소음값에 영향을 미치며, 이는 주어진 식을 통하여 기준값으로 보정되어야 한다. 이에 따라 비행시험경로의 측정이 필요하며, 시험비행경로의 측정은 항공기의 비행계기가 아닌 별도의 방법으로 측정되어야 한다. 일반적으로 radar tracking, theodolite triangulation, photographic scale 등의 방법이 사용되며, 최근에는 DGPS가 사용된다. 어떠한 경우에도 해당 측정방법에 대한 별도의 정확도 검증과정을 필요로 한다.

기준비행경로 대비 비행시험경로의 좌우 편차는 비행기가 마이크 수직 상공을 통과할 때를 기준으로 하며, 이때 비행기는 마이크 상공 수직선으로부터 $\pm 10^\circ$ 의 범위 내에 있어야 하고, 시험고도(H_T)는 기준고도(H_R)의 20% 범위 내에 항공기가 있어야 하며(Fig. 5 참조), 편차는 별도로 보정되어야 한다(Table 3 참조).

또한, 프로펠러의 회전수가 시험 소음값에 영향을 미치기 때문에 정확한 프로펠러의 회전수 측정이 필요하며, 항공기의 장착 tachometer가 아닌 독립적인 오차범위 $\pm 1\%$ 이내의 정확도를 갖는 장비를 사용해야 한다[1].

2.1.4 소음의 측정단위 및 장비

소형항공기의 이륙소음 측정 단위 및 방법은 $20\mu Pa$ 기준값에 대한 측정 소음압력의 비율로



Fig. 3. Noise test setup

변환한 dB값에 A-weighting을 필터링한 slow response mode(1 sec)의 최대 L_{Amax} 값을 사용하며, 단위는 dB(A)로 한다.

소음측정에 필요한 장비는 마이크로폰시스템, 마이크로폰 장착 장치, 저장 및 재생 장비, 사운드 캘리브레이터 등이 있다. 모든 사용 장비들은 ICAO Annex 16에 명시된 IEC 해당 규격을 만족해야 한다. 마이크로폰 시스템은 closed cavity의 pressure field에서 또는 random direction으로부터 diaphragm 상의 상이한 sound incident에 대하여 일정한 주파수 반응특성을 가지도록 제작된 것이어야 한다.

마이크 장착 및 고정장치는 측정되는 음향에 대한 간섭이 최소화되도록 설계되어야 하고, 마이크는 12.7mm 지름의 pressure type으로서, protective grid가 있으며, microphone diaphragm이 원형 금속판에 수평으로 7mm 떨어지도록 금속판에 거꾸로 설치되어야 한다.

금속재질의 반사판은 백색으로 하며, 소음 반사특성이 일정하게 유지될 수 있도록 지름이 40cm이고 최소 2.5mm 두께의 판 밑에 공동이 없이, 주변 표면과 같은 높이의 수평으로 위치되어야 한다. 일반적으로 젖은 모래 위에 설치한다.(Fig. 3 참조)

2.1.5 측정소음의 보정

시험에서 측정된 소음 값은 동 형식 항공기들의 대푯값이 될 수 있도록 보정하여 기준값으로 처리되어야 하고, 수회 측정하여 환산한 값들을 비교하여 신뢰도가 높은 값들의 산술 평균값을 취한다.

각각의 측정된 소음값의 보정 시에는 기상조건

Table 3. Measured noise data correction

$(L_{AMAX})_{REF} = (L_{AMAX})_{TEST} + \Delta(M) + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3$
$\Delta(M)$: adjustment for the change in atmospheric absorption between test and reference conditions Δ_1 : adjustment for noise path lengths Δ_2 : adjustment for helical tip Mach number Δ_3 : adjustment for engine power

에 따른 대기흡수율, 비행경로의 시험오차, 엔진의 출력상태, 프로펠러 끝단의 속도에 대한 부분들이 보정되어야 한다. Table 3은 이를 나타내고 있다.

$\Delta(M)$ 은 대기흡수율 보정계수로 시험조건에서의 대기흡수에 대한 손실부분을 기준조건에서의 값으로 환산하기 위한 것이다. 만약 시험이 Fig. 2 조건에서 수행되었다면 $\Delta(M)$ 은 별도의 보정이 요구되지 않으나, 이 조건을 벗어난 경우에는 $\Delta(M) = 0.01(H_{Ta} - 0.2H_R)$ 수직에 따라 보정되어야 한다(α : 500Hz 에서의 대기흡수율)[1].

Δ_1 은 소음경로길이 보정계수로 항공기 성능을 포함한 고도 오차를 보정한다. 시험조건이 Fig. 2 조건 내에서 수행될 경우에는 $\Delta_1 = 22\log(H_T/H_R)$ 값을 사용하고 조건 밖에서 수행될 경우에는 $\Delta_1 = 20\log(H_T/H_R)$ 값을 사용한다[1].

Δ_2 는 프로펠러팁의 마하수 보정계수로 프로펠러의 팁속도가 마하수의 영향을 받지 않을 만큼 작으면서 기준 값과의 차이가 적을 경우에는 별도의 보정이 필요하지 않으나, 기준에 명시된 조건을 벗어날 경우에는 $\Delta_2 = K_2\log(M_R/M_T)$ 식에 따라 보정이 요구된다[3].

$$M_R = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + V_T^2 \right]^{1/2}}{c}, \quad K_2 : 150$$

Δ_3 는 엔진의 시험 시 대기조건에 따른 출력값을 보정하는 계수로 $\Delta_3 = K_3\log(P_R/P_T)$ 에 따라 보정한다(K_3 : 17)[2].

2.1.6 측정 소음값의 처리 및 유효성 분석

소형비행기의 소음시험 측정값은 최소 6개 이상 측정되어 처리된 유효한 값들을 처리하여 사용해야 한다.

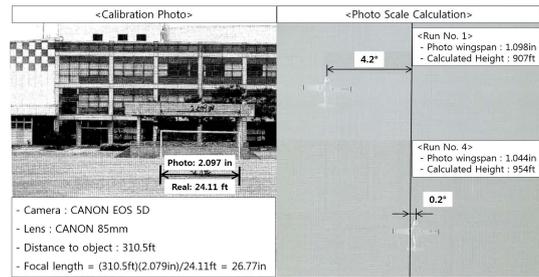


Fig. 4. Flight profile deviation example using Photo scale

자료의 유효성은 먼저 시험조건에 맞는 값이어야 하고, 측정되어 처리된 샘플 값 들은 향후 운영될 동 형식 항공기들의 대푯값이 될 수 있도록 통계적으로 신뢰도 90% 한계 내에서 신뢰구간 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 이내에 있어야 한다. Fig. 4는 시험 중 비행경로가 기준고도와 오차와 좌우편차의 오차범위를 확인하기 위한 Photo scale 방법을 보여주고 있다. Photo scale 방법은 피사체의 찍힌 사진의 크기와 실제크기의 비율을 통해 거리와 각도를 계산하는 방법이다.

이 밖에 상승속도, 엔진회전수, 풍속의 한계, 배경소음의 한계 등이 제시된 시험조건 내에 있는 자료들만을 샘플 값으로 사용할 수 있다[2].

비행시험이 비교적 용이한 소형비행기의 경우 일반적으로 최소 측정값인 6개의 두 배 정도인 12개 이상의 측정값들 중 비행시험 오차범위 내의 유효한 값들을 표본으로 하여, 표본표준편차가 신뢰도 90% 한계 내에서 신뢰구간 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 이내에 해당하는 범위 내에 있다면, Table 4의 처리값 수식을 통하여 이 값들을 산술평균한 값

Table 4. Data reliability verification

<p><A. Sample standard deviation></p> $(s) = \sqrt{\frac{1}{(N-1)} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}$ <p>* N : Number of samples * X_i : $L_{AMAX(i)}$ * X_{bar} : $L_{AMAX(Average)}$</p>
<p><B. 90% Confidence interval></p> $(CI) = \pm t \frac{s}{\sqrt{N}}$ <p>* $\frac{t \times s}{\sqrt{N}} = 1.5(\text{max})$ or $S(\text{max}) = \frac{1.5\sqrt{N}}{t}$</p>
<p><C. Processing noise levels></p> $L_{Amax(avg)} = \frac{1}{N} \times \sum_{i=1}^N L_{Amax(i)}$ <p>* $L_{AMAX(i)}$: i-th maximum noise level</p>

을 소음 대푯값으로 사용한다. 산술평균 시 임의로 유효한 샘플 값을 뺄 수 없으며, 유효한 측정값 들은 모두 평균계산 시 포함하여야 한다[2].

측정된 샘플의 값들은 그 샘플의 수가 정규분포를 따를 만큼 많지 않음으로 Student t 분포 계산방법을 사용한다.

Student t 분포 계산방법은 샘플수에 해당하는 t 값(Table 6)을 신뢰도 90% 신뢰구간 ±1.5에 해당하는 최대허용 표본표준편차(S_{max}) 계산식에 넣어서 샘플 수에 해당하는 (S_{max}) 값을 구한 후 측정 샘플들의 표본표준편차(S)가 최대허용 표본표준편차(S_{max}) 값을 초과하지 않으면, 그 측정 샘플값들을 유효값으로 판단하여 샘플들의 평균치를 대표 소음값으로 사용하게 된다.

만약 샘플들의 표준편차값이 최대허용 표본표준편차(S_{max}) 값을 초과한다면, 이는 시험의 신뢰도 90% 신뢰구간 ±1.5를 벗어나는 것이거나 편차값에 비하여 샘플의 개수가 작은 것임으로 샘플들의 측정값이 신뢰도 있는 대푯값이 될 수 없다고 판단되며, 재시험이 필요하게 된다[3].

2.2 소음인증 비행시험 사례 분석

2.2.1 시험준비 및 계획

소음시험을 위하여 사전에 소음측정 위치에서 배경소음을 수회 측정하였으며, 시험공항의 비(非)비행 시 배경소음의 정도는 40.0~48.1dB(A)로 측정되어, 항공기의 소음값과 30dB(A) 이상 차이를 보였다. 또한 매 항공기 소음측정 전후에도 배경소음을 측정한 결과 요구도인 10dB(A) 이상 차이를 나타냈다.

측정지점은 평지이고 근처에 장애물이 없어 소음시험에 문제가 없는 것으로 판단되었다.

항공기의 중량은 보수적으로 최대이륙중량을 5% 초과하는 수준으로 이륙하였으며, 소음측정 장비와 풍향, 풍속, 습도를 지상에서 측정하였고, 항공기에도 엔진회전수, 고도별 온도와 지시속도 그리고 엔진출력을 기록 및 확인할 수 있도록 사전에 검교정과 지상시험을 완료하였다. 또한 고도와 비행경로의 편차를 확인하기 위하여, 지상에 카메라와 항공기에 DGPS를 장착하였고, 최대이륙출력과 최대연속출력이 동일하여 이륙-상승구간에서 동출력을 유지하며 Vy속도를 유지하도록 하였다.

시험은 고도별 대기온도 역구배가 발생하지 않도록 일출 후 1시간 이내에 이륙하는 것으로 계획하였다. 기준비행경로는 표준대기조건에서의 항공기 및 엔진의 성능을 기준으로 Fig. 5와 같이 설정되었다.

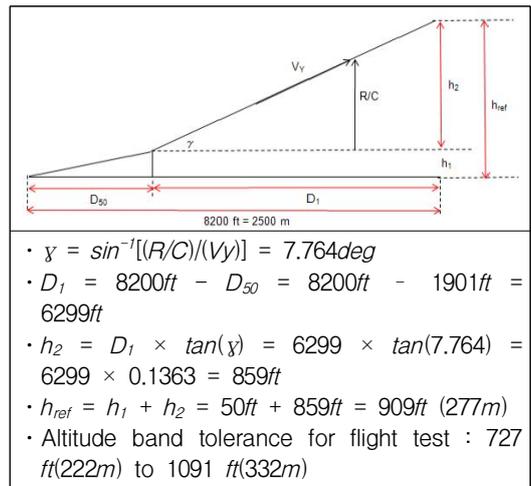


Fig. 5. Reference flight profile calculation example

2.2.2 시험결과

비행시험 중 항공기의 비행데이터, 엔진출력데이터, 기상정보 그리고 소음정보를 자동 저장하였다. 이륙소음 측정은 총 14회 하였으며, 이 중 2nd와 11th 측정치는 항공기의 비행경로가 허용오차 범위를 초과하여 시험결과의 처리에서 제외하였고 12개의 측정값을 결과 처리에 사용하였다.

Table 5. Test data correction and processing example

Run #	Measured dB(A)	ΔM dB(A)	$\Delta 1$ dB(A)	$\Delta 2$ dB(A)	$\Delta 3$ dB(A)	Corrected L_{Amax} dB(A)
1	80.6	-0.0010	-0.02	-0.06	0.08	80.60
2	80.5	out of test conditions				
3	79.0	0.0266	0.41	-0.07	0.04	79.41
4	80.4	0.0274	0.42	-0.07	0.00	80.78
5	79.6	0.0364	0.55	-0.02	0.08	80.25
6	79.6	0.0410	0.62	-0.04	0.09	80.31
7	80.8	0.0277	0.42	-0.02	0.04	81.27
8	80.0	0.0217	0.33	0.10	0.07	80.53
9	79.6	0.0184	0.28	0.14	0.11	80.15
10	79.5	0.0174	0.27	0.08	0.04	79.90
11	81.5	out of test conditions				
12	79.5	0.0176	0.27	0.11	0.04	79.94
13	79.6	0.0007	0.01	0.09	0.11	79.82
14	78.9	0.0056	0.09	0.14	0.08	79.21
final						80.18

2.2.3 시험값의 검증

12개 표본값 들의 표준편차(S)는 Table 4에 따라 0.58dB(A)로 계산되었으며, 유효한 보정값의 평균은 80.18dB(A)로 계산되었다.

신뢰도 90% 신뢰구간 ± 1.5 에 해당하는 최대허용 표본표준편차(S_{max}) 값은, Table 4 식에 따라 $S_{max}=2.89$ 로 계산되었다. 이때의 t값은 샘플 개수에 따라 Table 6의 t-분포표 값을 사용하여 계산한다. 본 시험에서의 표본표준편차 값은 $S=0.58$ 로 계산되어 자료의 신뢰도는 충분히 만족하는 것으로 나타났다($S < S_{max}$).

소음인증기준에 따른 비행시험과 결과값의 처리결과는 Table 7과 같으며, 최대허용이륙소음 제한값인 85dB(A) 미만이고 처리값들의 표준편차도 요구도를 만족하는 것으로 나타났다.

Table 6. t-value of degree of freedom

DOF ($\nu = N-1$)	t value
9	1.833
10	1.812
11	1.796
12	1.782
13	1.771

Table 7. Test result and validity

Max. allowable level dB(A)	85.0
Average corrected level dB(A)	80.18
Max. allowable sample S.D.	2.89
Degree of freedom	11
Sample Stand. Deviation	0.58

III. 결 론

KC-100의 이륙소음은 Table 5와 같이 14회의 측정값 중 유효한 12개 측정값의 보정 후 평균치가 80.18dB(A)로 최대이륙중량이 유사한 Cirrus사의 SR-22의 83.5dB(A)보다 작게 나타났다.

Figure 6은 소형 프로펠러 추진 동급 항공기들의 FAA 인증 소음값을 나타내고 있으며, 이륙소음은 최대이륙중량과 비례하는 경향을 나타낸다.

소음시험은 대기조건 등 주변환경과 항공기의 상태 및 비행시험경로의 정확도에 영향을 많이 받음으로, 승인되고 검교정이 완료된 장비를 사용해야 하고, 편차가 작도록 좋은 환경에서 정밀하게 측정하여 보정해야 일관되고 신뢰성 높은 대표 소음값을 획득할 수 있다.

소음시험은 1회 측정된 값으로 그 항공기의 대

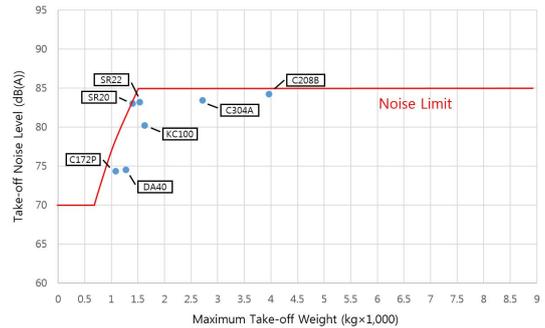


Fig. 6. Take-off Noise level comparison

표준편차가 작을 수 없으며, 신뢰성이 확보될 수 있도록 수회 반복 측정된 편차가 작은 유효값들에 대하여 주변 환경 및 시험오차 등에 대한 보정을 해야 신뢰성 있는 대푯값이 될 수 있다.

소음시험은 비행시험의 계획/운용과 시험경로의 오차 측정 및 비행성능과 소음측정값의 보정에 대해서 많은 노하우와 경험을 필요로 한다.

전 세계적으로 항공기 외부소음인증 전문가들은 많지 않은 편이며, 우리나라의 경우 KC-100 인증이 항공기 외부소음인증에 대하여 미국 FAA와 함께 공식 수행한 첫 사례이다.

본 사례가 향후 항공기 소음관련 연구 및 체계 개발 사업에 도움이 될 것으로 판단한다.

References

- 1) ICAO, Annex16, "Environmental Protection," Volume I-Aircraft Noise, Sixth Edition, July 2011.
- 2) FAA, "FAR Part 36, Aircraft Noise," Appendix G Takeoff Noise Requirements for Propeller-Driven Small Airplane and Propeller-Driven, Commuter Category Airplane Certification Tests on or After December 22, 1988, Amdt. 36-19, Sept. 1992.
- 3) FAA, "Advisory Circular 36-4D, Noise standards: Aircraft type and airworthiness certification," Oct. 12, 2017.
- 4) FAA, "Advisory Circular 36-3H, Estimated airplane noise levels in A-weighted decibels," April. 15, 2002.
- 5) Smith, M. J. T., Cambridge University Press, "Aircraft Noise," "6. Noise data acquisition," 2004.
- 6) Troy, A. R., "International aircraft noise certification," 1999.
- 7) Andrew, S., and Darren W., "The flight path of aircraft noise measurement," Measure-

ment and control, Apr. 2001.

8) Ryi, J. H., Rhee, W., and Choi, J. S., "Effective Perceived Noise Level Prediction for a Propeller driven UAV by using Wind Tunnel Test Data," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 41 No. 1, 2013, pp. 10~16.

9) Ryi, J. H., Rhee, W., Choi, J. S., and Kim, J. M., "Effective Perceived Noise Level Prediction for a Propeller driven UAV by using Wind Tunnel Test Data," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2008, pp. 419~423.

10) Ryi, J. H., Lee J. H., Ko, Y. J., and Choi, J. S., "Experimental Studies on Estimation of Aircraft Flight Paths and Prediction of Environmental Noise," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2015, pp. 121~128.

11) Ryi, J. H., Rhee, W., and Choi, J. S., "Noise Level Estimation Procedure for a Tilt-Rotor Aircraft based on ICAO Noise

Certification Regulation," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2007, pp. 351~356.

12) Jeon, W. H., and Lee, D. J., "Aircraft Noise Sources and its Prediction Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 25 No. 2, 1997, pp. 175~182.

13) Rho, O. H., "Aircraft Noise Units," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 7 No. 2, 1979. pp. 29~32.

14) Ryi, J. H., Choi, J. S., and Lee, C. R., "Experimental Study on Noise Reduction Effect of Propeller Propulsion System using Serration Trailing Edge," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference*, 2017, pp. 492~493.

15) Ryi, J. H., Choi, J. S., and Choi, Y. H., "Experimental Investigation of Effective Perceived Noise Level Evaluation for a Multicopter of Flight Condition," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference*, 2017, pp. 496~497.