

## 항공기 외부소음 예측기법의 개발

<sup>0</sup>심인보\*, 이덕주\*\*

### Development of the prediction method of aircraft exterior noise

In Bo Shim and Duck Joo Lee

#### ABSTRACT

Exterior noise generated by the aircraft induces a serious noise pollution near the airport. For the prediction of an exterior noise radiation of aircraft an empirical formula is employed to model the acoustic sources. It is shown that the fan/compressor noise is the most dominant part of the acoustic sources in all cases.

#### 1. 서론

비행기에서 발생하는 소음은 몇가지 측면에서 문제가 된다. 내부 투과 소음은 객실 내부로 전파하여 승객에게 불쾌함을 주고, 외부 방사소음은 공항 근처에 심각한 소음공해 (Community Noise)를 유발시킨다. 특히 외부 방사 소음은 민간항공기의 경우는 더욱 더 심해지는 ICAO 16 또는 FAR 36 등의 규정에 의해 운행에 규제를 받게되고, 군용항공기의 경우는 항공기 소음으로 인해 적에게 일찍 탐지될 우려가 있다.

소음의 방사에 대한 연구는 소음원에 대한 이해

가 선행되어야만 한다. 그러나 항공기 소음원은 팬/압축기, 터빈, 연소기, 제트 등의 엔진 소음원과 날개, 동체, 폴랩, 착륙장치등의 기체 소음원등 그 종류가 매우 다양하고 소음 발생 메카니즘이 달라 예측하기가 매우 어렵다. 엔진 소음의 경우는, 발생하는 메카니즘에 따라 크게 나누어 두가지로 나누는데 첫째는 제트의 난류 혼합과정에서 발생하는 소음으로 주로 사극원(quadrupole)이 우세한 소음이며 주로 광역소음(broadband noise)이다. 둘째는 팬/압축기/터빈에서처럼 터보기계의 깃(blade)이 회전하면서 발생하는 self noise와 깃과 깃 혹은 깃과 후류와의 상호작용에 의해 발생하는 소음으로 주로 쌍극원(dipole)이 우세한 소음이다. 여기에는 많은 실험으로 얻어진 경험식으로 소음

\* 한국과학기술원 대학원 기계공학과 항공우주전공

\*\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공

원을 모델링하고, 외부로 전파되는 소음을 예측하려고 한다.

## 2. 항공기 소음원의 실험식

### 2.1 팬/압축기 소음

팬, 압축기, 터빈등은 회전하는 로터와 고정물(stator, vane 등)로 이루어져 있고 소음은 다른 회전체와 마찬가지로 주파수 특성에 따라 톤 소음(discrete tone)과 광역소음(broadband), 그리고 combination 톤 소음 등으로 이루어져 있다. 이러한 팬/압축기 소음우너은 주로 Tyler and Sofrin[1]에 의한 음원 모델로 해석이 되나, 여기서는 Lewis Fan Test Data를 토대로 한 NASA의 M.F>Heidmann[2]에 의한 실험식으로 해석을 하겠다.

Heidmann은 기본적인 spectrum level을 예측하기 위해서 유량(mass flow rate( $\dot{m}$ ), 팬과 압축기 단계에서의 총 온도(total temperature) 변화 ( $\Delta T$ ), inlet에 대한 로터 끝단으 마하수의 설계치와 실제 운행중의 값 ( $M_{TR} | D, M_{TR}$ )등을 주된 변수로 두었다. 여기에 inlet guide vane의 유무와 rotor-stator 간의 간격에 의한 효과, inlet flow distortion, 그리고 tone cut-off 현상 등을 보정하였다.

팬에서는 터빈으로부터 주어지는 기계적 에너지의 일부가 소음원이 된다. 기계적 에너지에서 소음 에너지로의 변환은 압축과정 중 공기에 가해지는 specific work와 밀접한 관계가 있고, 이것은 온도 변화  $\Delta T$ 에 비례한다. 따라서 다음과 같은 기본 식이 얻어진다.

$$SPL = 20 \log_{10} \left( \frac{\Delta T}{\Delta T_0} \right) + 10 \log_{10} \left( \frac{\Delta \dot{m}}{\Delta \dot{m}_0} \right) = f(\text{design detail}) \quad (1)$$

이상의 기본식에서 실험을 통해 광역 소음, 톤

소음, combination 톤 소음에 대한 OASPL, 스펙트럼 및 방향성을 구해 SPL을 표현하였다.

### 2.2 터빈 소음

NASA의 E.A.Krejsa[3]는 실험을 근거로 터빈 소음에 관계되는 parameter를 터빈의 마지막 단의 relative tip 마하수, mass flow rate, local speed of sound, rotor-stator 간격 등으로 두었다. 실험 측정은 반경 45.7m (150ft)에서 하였고, 이 자료를 가지고 반경 1m에서의 SPL를 얻어 냈다. 예를 들어, 터빈의 광역 소음은 다음과 같은 방법으로 구해진다.

터빈에서 반경 45.7m에서의 peak SPL은 다음과 같이 주어진다.

$$SPL_{peak} = 10 \log_{10} \left[ \left( \frac{V_{TR} C_R}{V_{TR} C_R} \right)^3 \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_R} \right) (1 - M_0 \cos \theta)^{-4} \right] + F_1(\theta) - 10 \quad (2)$$

$$SPL(f) |_{45.7m} = SPL_{peak} + F_2(f/f_{bpf})$$

여기서  $F_1$ 은 방향성,  $F_2$ 는 스펙트럼을 나타내고, 대기에 의한 흡음을 고려한 반경 1m 에서의 광역 소음의 SPL은 다음과 같다.

$$SPL(f) |_{1m} = SPL(f) |_{45.7m} + 33.2 + \Delta dB(f) |_{atm} \quad (3)$$

### 2.3 제트 소음

NASA의 J.R.Stone[4]가 제트 소음에 대한 실험식 결정 방법은 다음과 같다. 제트의 convective 효과는  $\theta = 90^\circ$  에서 최소가 되므로 이 각도를 예측을 위한 기준선으로 삼는다. 먼저  $\theta = 90^\circ$  에서 제트의 속도 등의 변수로써 OASPL(Overall SPL)을 예측한다. 그 다음 이 각도에서 normalized SPL spectrum을 구하고, 마지막으로 1/3 octave band에서 directivity를 구한 후 다른 각도의 SPL을 구한다.

제트 소음은 노즐에 reverser, suppressor, 그리

고 ejector의 유무에 따라 여러 가지의 실험식이 존재한다. [4]

## 2.4 연소실 소음

엔진의 연소실 소음은 저주파 소음(약 125Hz대역)으로써 제트 속도가 낮은 때 우세한 소음이 된다. 이러한 연소실 소음의 음원으로는 연소 과정, 연소실 내부의 장애물에 의한 유동 교란, 덕트 벽면을 유동이 무지르는 효과, 국부적인 온도의 교란, 유동과 터빈과의 간섭 등이 있다.

연소 과정은 그 특성상 확실한 반응 모델이 정립되지 않고 정확한 실험 자료를 구하기가 매우 어렵기 때문에 많은 연구자들이 각자의 반응모델 및 실험식을 가지고 있다. 여기서는, NASA의 R.G..Huff[5]가 추천한 Motsinger[6]의 실험식을 사용하였다.

## 2.5 기체소음

항공기 기체 소음의 발생원인은 항공기 구조물 주위로 지나가는 공기의 흐름이다. 항공기 엔진을 통과한 공기의 흐름에 의해서 압력의 변화를 유발하며 이렇게 발생오던 압력변화는 소음원으로써 항공기 내부, 외부로 전파하게 된다. 기체 소음원으로는 주날개, 고양력 장치, 착륙장치에서 발생하는 난류와 동체, 날개, 후방동체에서의 후류 와류 등이다. 기체소음을 예측하는 방법으로는 그 발전 과정에 따라 다음과 같이 세가지로 나눌 수 있다.

첫째, Total Aircraft Noise Method는 Hardin에 의해 제안된 방법으로, 항공기 형상에 의해 발생하는 소음원을 각각의 성분별로 구분하지 않고 항공기 형상 전체의 소음원으로 간주하여 측정된 데이터를 이용하여 OASPL을 구한다.

둘째, Drag Element Method는 Revell에 의해 제안된 방법으로, 기체 소음원을 날개, 뒷전 플랩의 profile drag 요소와 날개의 induced drag 요소, 동체와 나셀, 수평-수직 꼬리 날개, L/G, 앞전 slat의 profile drag 요소로 구성하고 이를 dipole음원으로 보고 유도된 수식에 Similarity scaling을 적용하여

비행 시험결과와 일치하도록 하였다.

마지막으로는 Fink[7]가 제안한 방법으로, 각 소음원을 공력음향학적 메커니즘, 항공기 비행속도의 영향, 음의 방사패턴, 스펙트럼 등으로 분석하여, 종류별로 분류하여 각각의 소음특성을 고려하여 예측하는 Noise Component Method이다. 이때의 소음원으로는 clean 날개, 수평 꼬리날개, 수직 꼬리 날개, L/G, 고양력 장치 등으로 분류 되었다. 여기서는 Noise Component Method를 이용하였다.

## 3. K100-04기에 대한 소음해석

### 3.1 항공기 소음 인증 기준

항공기 형식증명을 위해서는 FAR나 ICAO에서 제정한 규정을 만족시켜야 한다. Fig. 1에서처럼 이륙 시에는 flyover 조건, sideline 조건을, 착륙시에는 approach 조건을 만족시켜야 한다. 각각의 조건에 대해 소음을 측정할 microphone의 위치는 다음과 같이 정해져 있다. 우선 flyoverwhrjs의 경우 비행기가 이륙할 때 break release point로부터 활주로 방향으로 수평거리 21325ft(6500m) 되는 곳에 sideline 조건의 경우 비행기 고도가 1000ft 가 되는 곳에 해당되는 지면의 활주로 중심에서 옆으로 수평거리 1476ft (450m) 되는 곳에 설치한다. approach 조건의 rddn 착륙시 threshold point전 수평거리 6562ft (2000m) 되는 곳에 microphone을 설치한다.

중형항공기 K100-04 항공기의  $W_{10} |_{max}$ 가 103,041lb (2개의 GE사 CFM56-9 엔진)인 것을 감안할 때, FAR part36의 stage3 및 ICAO annex 16의 chap3에서 정한 소음 기준은 다음과 같다. flyover 조건의 경우 89.0EPNdB, sideline 조건의 경우 95.1EPNdB이다. 본 연구에서는 앞서 언급한 여러 실험식으로 되어 있는 항공기 외부소음 예측 프로그램으로 K100-04기의 오부 소음전파를 예측하려고 한다. 외부소음 전파는 대기 및 지표면 상태, 비행 고도, 속도 경로, 엔진의 상태 등 많은 변수를 가지므로 각 조건에 적합하도록 비행상태를

최적화 할 수 있다.

### 3.2 이륙 소음 해석

항공기 소음인증 기준에 들기 위해서는 항공기 자체의 소음원을 줄이는 것이 가장 좋은 방법이겠지만 그렇게 하기가 힘들다. 이러한 경우 비행 경로를 조정하여 실제로 microphone에 잡히는 소음을 적게 할 수가 있다. 즉, 비행기가 순간적으로 엔진 파워를 줄이는 cutback의 위치를 조정하면, 같은 항공기라도 항공기 소음 규제를 만족시키거나 만족시키지 못할 수 있는 것이다. 여기는 cutback 고도  $h=18000\text{ft}$ ,  $2300\text{ft}$ ,  $2700\text{ft}$ ,  $32000\text{ft}$ ,  $3600\text{ft}$ , 그리고 no cutback (full power)인 경우에 대해서 계산을 해 보았다. (Fig. 2)

항공기 이륙 소음 해석 결과는 Fig. 3,4에 나타나 있다. 그림에서처럼 flyover 조건에서는  $PNLT_{\max}$ 가 항공기에 microphone 상공을 지나는 80 ~ 90초 사이에 발생하였다. 또한 cutback하는 곳에서  $PNLT$ 가 갑자기 줄어 들어  $PNLT_{\max}$ 에서 -10  $PNLdB$ 까지 적분하게 되는  $EPNL$ 값이 줄어들게 되었다. 그러나 sideline 조건에서는 주로 cutback하기전의 상태를 나타내므로 모두 비슷한 형태를 보임을 알 수 있다. 각각의 cutback 조건에서의 flyover 조건, sideline 조건에서의  $EPNL$ 이 표 1에 있다. 계산 결과를 보면, flyover 조건에서는 고도 2700ft에서의 cutback이 가장 좋은 결과를 보였다. sideline 조건에서는 쉽게 예상할 수 있듯이 모두 같은 97.5 $EPNdB$ 를 나타내었고, 기준치보다 약간 상회하는 결과를 보였다.

이륙 소음 해석에서 각 소음원별  $EPNL$ 을 살펴보면, Fig. 7에서처럼, flyover 조건에서는 팬, 제트, 기체, 터빈의 순이고, sideline 조건에서는 팬, 제트, 터빈, 기체의 순이었다. 이상의 결과에서 이륙 소음에서는 팬이 가장 큰 소음원이 된다는 것을 알 수 있었다. 항공기 이륙 후 활주로 부근에서의 시간에 따른  $PNLT$  contour의 변화를 시간에 대해 적분한  $EPNL$  contour가 Fig. 8에 있다.

### 3.3 착륙 소음 해석

3도의 glide angle로 착륙할 때 (Fig. 5), approach 조건에서의  $PNLT$  history가 Fig. 6에 있다. microphone 위치에서의 계산된  $EPNL$ 은 97.8 $EPNdB$ 로써, 기준치보다 조금 낮았다.

착륙 시에 소음원별  $EPNL$ 을 보면(Fig. 7) 팬, 터빈, 기체 제트의 순으로 역시 팬의 소음이 가장 우세함을 알 수 있다.

## 4. 결론

이상과 같이 기존의 실험식으로 각 항공기 소음원을 모델링한 후, K100-04 중형항공기 외부 소음전파를 예측해 보았다. 또한, 항공기 비행 경로에 따른 소음의 영향을 파악할 수 있었다. 항공기 소음중 먼거리 전파를 시험하는 flyover 조건은 경우에는 항공기 이륙 경로에 따라 소음 정도가 매우 달라지는 것을 알 수 있었다. sideline 조건과 approach 조건의 경우에도 소음을 예측하여 규정에 명시된 값과 비교해 볼 수 있었다.

그리고, 이-착륙 시에 팬/압축기, 터빈, 연소기, 제트, 기체소음 등 항공기 소음원의 영향을 예측해 볼 수 있었다. 팬/압축기 소음은 모든 경우에 있어서 가장 우세한 소음원이 되었고, 이륙시에는 높은 엔진 추력에 의한 제트 소음이, 착륙시에는 엔진 추력이 낮아지므로 상대적으로 터빈, 기체 소음이 우세하였다. 또한 비행장 주위의 면적에 대해  $ENPL$  및  $PNLT$ (또는  $PNL$ ) contour를 그려 볼 수 있어 Community noise제어에 용이 하게 사용될 수 있다.

## 참고문헌

- [1] J.M.Tyler and T.G.Sofrin, "Axial Flow Compressor Noise Studies, SAE Transaction, vol. 70, pp309-332, 1992
- [2] Heimann, M.F. , " Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise", NASA

TM X-71763, 1975

[3] Krejsa, E.A., "Interim Prediction Method for Turbine Noise", NASA TM X-73566, 1976

[4] Stone, J.R., "Interim Prediction Method for Jet Noise" NASA TM X-71618, 1974

[5] Huff, R.G., "Interim Prediction Method for Low Frequency Core Engine Noise" NASA TM X-71627, 1974

[6] Motsinger, R., "Prediction of Engine Combustor Noise and Correlations with T64 Engine Low Frequency Noise", General Electric Co., 1972

[7] Fink, M.R., " Airframe Noise Prediction Method", R77-912607-11, United Technologies : FAA-RD-77-19, 1977

표 1 이륙 소음 해석 결과 (단위 : EPNdB)

	Flyover 조건	Sideline 조건
Full power	87.4	97.5
1800ft Cutback	82.9	97.5
2300ft Cutback	81.7	97.5
2700ft Cutback	81.6	97.5
3200ft Cutback	84.0	97.5
3600ft Cutback	85.8	97.5
Requirement	89.0	95.1

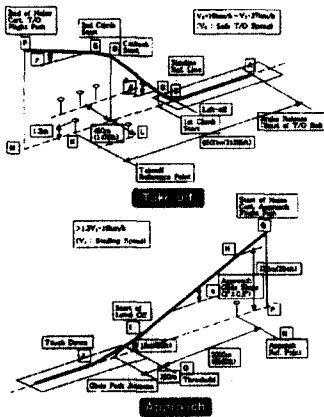


Fig. 1 항공기 소음 인증

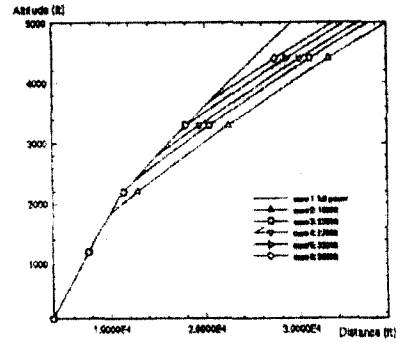


Fig. 2 cutback에 따른 이륙 경로

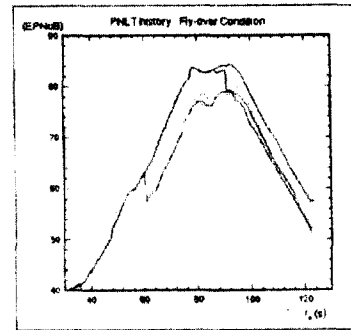


Fig. 3 Flyover 조건

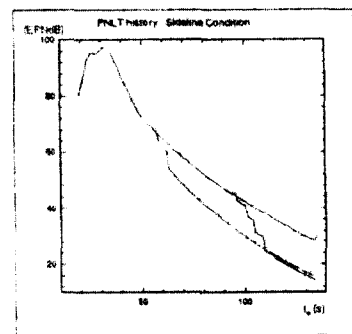


Fig. 4 Sideline 조건

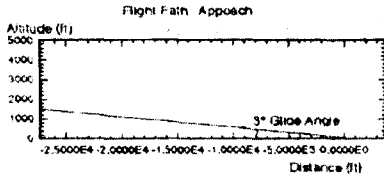


Fig. 5 착륙 경로



Fig. 8 Full-power 이륙시의 EPNL contour

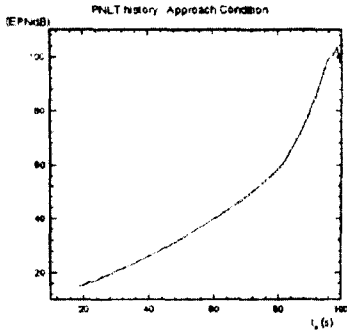


Fig. 6 Approach 조건

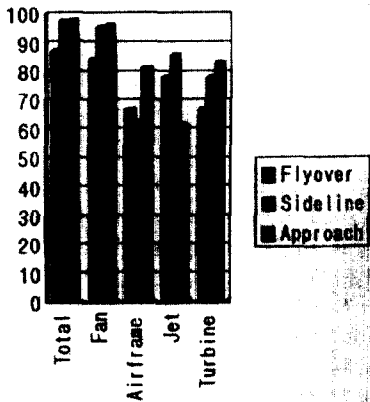


Fig. 7 항공기 소음원별 EPNL