



항공우주산업에서의 소음진동기술 응용

이 수 갑*, 정 철 용

(서울대학교 기계항공공학부)

1. 머리말

항공우주산업은 항공기나 우주비행체를 생산하는 모든 관련 산업으로 정의할 수 있다. 소음진동측면에서 보면 항공기는 운송수단의 하나로 사용되므로 소음 관련 규제 법률에 따라서 관련 기술의 발전이 이루어져 왔다고 볼 수 있으나 우주비행체는 운행공간을 고려할 때 소음진동기술이 작동효율성(연소불안정성, 공진파괴 등)을 향상시키기 위한 기술로 사용되어 왔고 그 범위도 매우 제한되어 있다. 따라서 소음진동기술은 주로 항공기 분야에서 많은 응용을 구하고 있는 실정이다.

여러 운송 수단 중 속도, 편의성, 안전성 등의 이점으로 인하여 고정익기나 회전익기와 같은 항공기에 대한 수요는 지난 반세기동안 꾸준하게 증가⁽¹⁾ 하였고 이러한 경향은 앞으로도 계속될 것으로 판단된다. 이러한 항공기 수요에 따른 항공기 수의 증가는 필연적으로 공항 주변에서 항공기에 의한 소음공해를 중요한 환경문제로 대두시키고 있다. 따라서 항공기 관련 소음 규제도 주로 공항 주위를 기준으로 지엽적으로 또는 국제적으로 존재하고 있으며 앞으로 더욱더 엄격한 수준의 소음규제가 예정되어 있다⁽²⁾. 현재 국제민간항공기구 (International Civil Aviation

Organization) 의 항공기 소음규제가 2001년도를 기해 단계 (Stage) IV로 진입할 예정(표 1참조)이었지만 이해당사국 간의 첨예한 대립에 의하여 아직 정확한 규제 안이 만들어지지 않고 있는 상태이다⁽³⁾. 단계 IV 안이 성립되면 규제 정도에 따라 각국의 항공우주산업경쟁력에 지대한 영향을 줄 것으로 예상된다. 향후 지엽적으로 또는 국제적으로 각 국의 항공기 소음규제가 심화되는 추세는 생활수준의 향상에 따라 어쩔 수 없는 경향으로 보이며, 이에 따라 각 주요 항공기 엔진회사에서는 막대한 연구개발 자금을 투자하여 항공기 소음 저감 기술 개발에 사력을 다하고 있다. 본 글에서는 먼저 항공기 소음 관련 규제 내용에 대해서 살펴본 다음 항공기 소음의 특성에 대해서 간략히 기술하고 현재 적용되어 실험적으로 증명되고 있는 저소음 관련 소음진동기술에 대해서 간략히 설명하도록 하겠다.

2. 항공기 소음의 평가와 규제

2.1 항공기 소음의 평가 기준

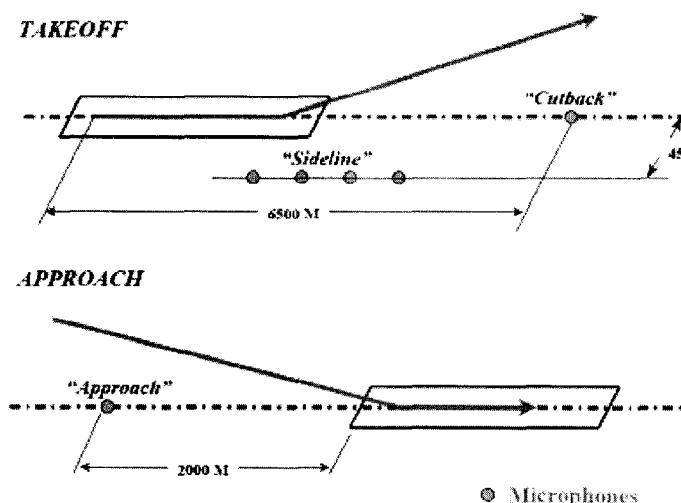
항공기 소음 평가는 개별 항공기 기종의 소음 평가와 공항 주변 지역에 대한 소음 평가로 나누어 수행한다. 개별 항공기의 소음평가는 항공기 1대가 운항할 때 항로에 따라 나타나는 소음도를 규명하는데 이용하며 평가에 쓰이는 양을 소음 도(dBA)라고 하여 청감보정 A특성 보정값을 이

* solee@plaza.snu.ac.kr / 02)880-7384

표 1 항공기 소음의 규제⁽³⁾

연도	규제내용
1969	FAA* issues noise rules for new subsonic aircraft (Stage 2) Federal Air Regulation "FAR 36"
1973	Stage 2 noise limits extended to all subsonic aircraft produced after 1973
1976	Stage 2 noise limits extended to all subsonic aircraft operating in the U. S.
1977	FAA issues "Stage 3" noise limits for new subsonic aircraft
1978	Stage 2 limits apply to supersonic aircraft, except Concorde flying before 1980
1986	FAA issues notice to extend Stage 3 limits to all new supersonic transports
2000	Phase-out of all Stage 2 aircraft in U.S. (except Concorde at specific airports)
2001	Possible "Stage 4" noise limits announced through the International Civil Aviation Organization (ICAO)

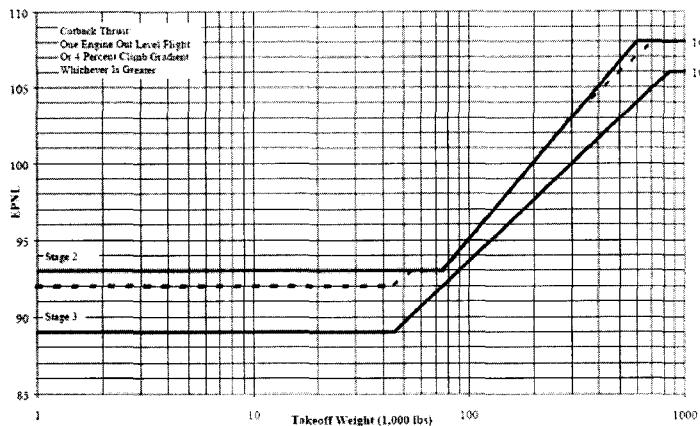
* FAA (Federal Aviation Administration) : 미국 연방 항공국

그림 1 소음 관련 운항허가를 위한 소음 측정 위치⁽³⁾

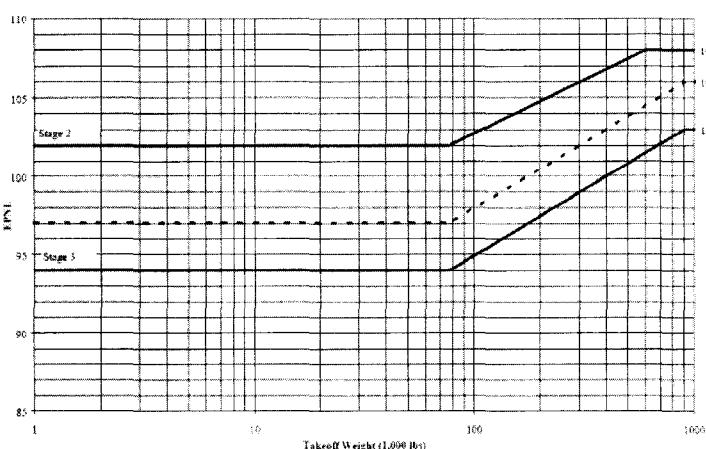
용한다. 공항 주변 지역에 대한 소음 평가는 개별 기종에 대한 전반적인 소음도의 크기뿐만 아니라 주파수 특성, 지속시간, 소음의 방향성 등 소음 발생 항공기의 모든 특성이 고려된다. 소음 지수에서는 이에 더하여 항공기 운항 회수와 운항 시기 등에 대한 고려가 포함된다.

항공기 소음은 공항 주변의 비교적 넓은 지역에 영향을 미치므로 토지 이용 계획을 수립하기 위해서는 상세한 자료를 수집하고 인간에 대한

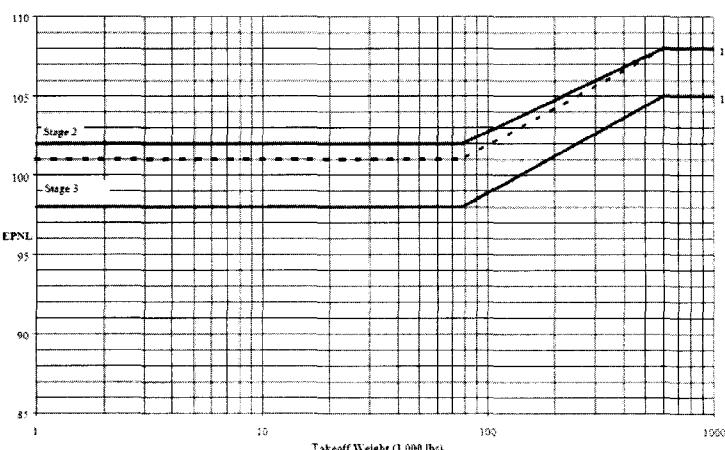
영향을 정확하게 평가할 필요가 있다. 현재 세계 각국에서 사용하고 있는 항공기 소음 평가 방법에는 EPNL (Effective Perceived Noise Level), WECPNL (Weighted Equivalent Continuous PNL), Ldn (Day-Night Equivalent Noise Level), NEF (Noise Exposure Forecast), NNI (Noise and Number Index) 등이 있다⁽⁴⁾. EPNL의 경우 항공기 소음을 평가하기 위해 PNL의 계속 시간과 특이음 등에 대해 보정을 한 것으로 단일 항공기에 의한 소음



(a) 이륙시 컷백위치(cutback)

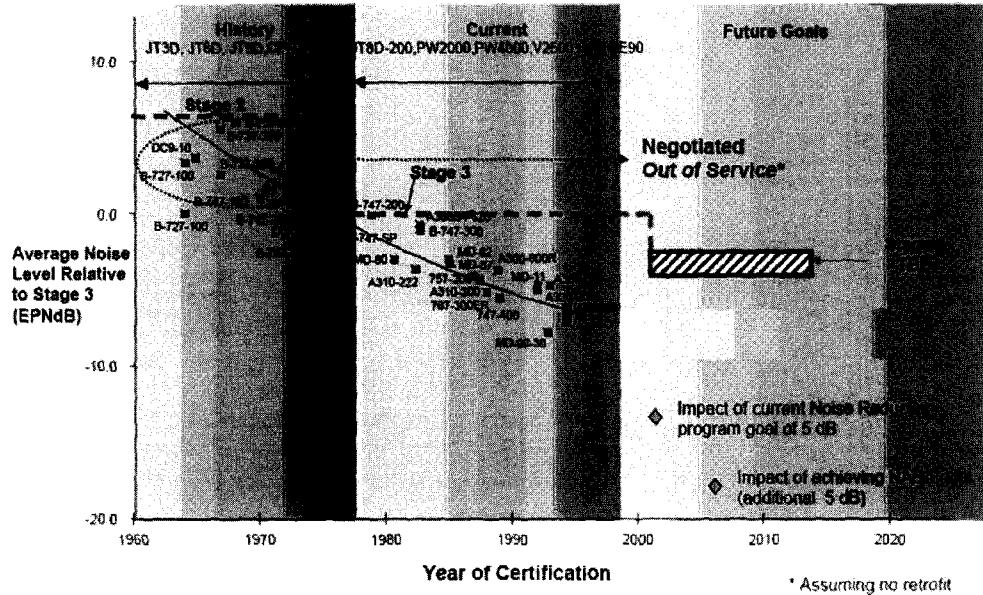


(b) 이륙시 옆위치(sideline)



(c) 착륙시

그림 2 4개의 엔진을 가진 제트 여객기에 대한 미국연방항공국의 운항허가 소음레벨⁽³⁾

그림 3 연도별 소음 규제의 변화와 실제 항공기 엔진의 소음 레벨⁽³⁾

영향을 나타내는 소음척도의 대표적인 것으로서, 현재 국제민간항공기구 (ICAO) 와 미국연방 항공국 (FAA) 에 의해 항공기 소음 증명 단위로 제정되어 이용되고 있다. WECPNL은 ECPNL에 소음발생시간 및 계절에 의한 보정을 한 것으로 일본에서 공항주변의 소음평가단위로서 간략화 한 WECPNL을 채용하고 있고 우리나라도 이 방법을 적용하고 있다. 주지할 것은 모든 나라에서 공통적으로 사용되는 소음평가단위는 없고 각 국은 자국의 환경 특성에 맞추어 다양하게 운용되고 있다는 사실이다.

2.2 항공기 소음의 규제

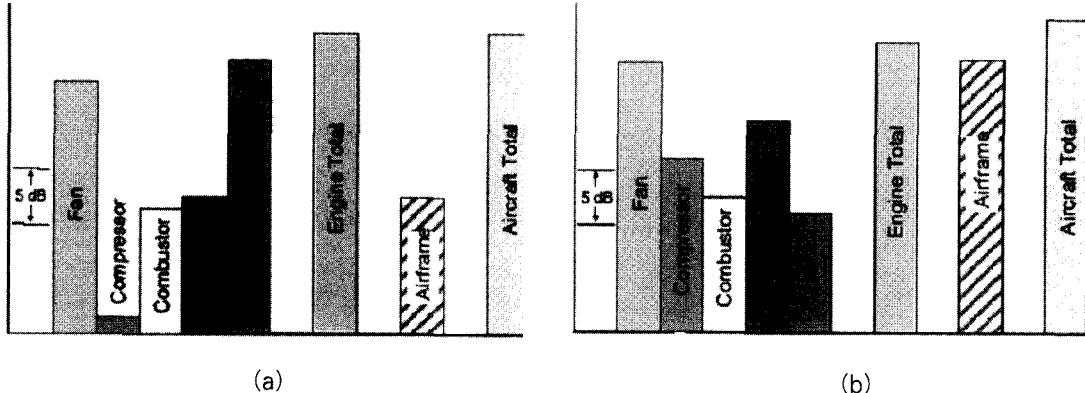
항공기는 운송 수단의 하나로서 다른 운송수 단과는 달리 엄격한 소음 관련 규제 법률에 따라서 그 관련 기술의 발전이 진행되어 왔다. 소음측 면에서는 순항 시보다는 이 착륙 시가 주요 고려 대상이 된다⁽⁵⁾. 그림 1에서 항공기의 소음 관련 인증을 위한 이 착륙시 소음 측정 위치를 나타내고 있다.

이륙 시에는 이륙을 시작하는 곳에서 6.5 km 앞쪽 위치(cutback)와 450 m 옆쪽(sideline)에서 측정을 하게 되고 착륙 시에는 착륙지점을 기준으로 2 km 뒤에서 측정을 하게 된다. 그림 2에서 미국 연방항공국 (FAA) 에서 항공기 운항 허가를 위하여 규정하고 있는 이 착륙시 소음 레벨 (EPNL)를 나타내고 있다. 그림 3에서 연도별로 항공기 소음 규제안의 변화, 현재 협상중인 단계 IV 규제안과 그에 따른 항공기 엔진의 상대별 소음도를 나타내고 있다. 단계 IV에서의 규제 정도에 따라 현재 사용중인 항공기 엔진 중 많은 수가 퇴역 될 것으로 예상된다. 따라서 세계 주요 항공기 엔진 회사들은 회사의 존망을 걸고 저소음 기술의 개발에 사력을 다하고 있는 실정이다.

3. 항공기 소음의 특성과 소음진동기술 응용

3.1 항공기 소음의 특성

항공기 소음원은 크게 추진계 소음과 추진계 이

그림 4 항공기 이착륙시 소음원에 따른 전체 항공기 소음에 대한 기여도⁽⁶⁾

외의 모든 공기역학적 소음으로 정의하는 동체소음 (airframe noise)으로 나눌 수 있다. 추진계 소음은 햄(fan), 압축기(compressor), 제트(jet), 터빈(turbine) 등 소음원 별로 좀 더 구체적으로 구분 할 수 있다. 소음 발생원의 상대적 기여도 및 특성은 항공기 운항 모드(순항, 이착륙 등)에 따라 달라 지지만 수음자 측면에서 보았을 때 순항 시보다는 이착륙시 소음이 주요 고려대상이 된다⁽⁶⁾.

(1) 추진계 소음

항공기의 엔진에는 제트 엔진과 프로펠러 엔진이 있다. 제트 엔진은 다시 터보제트 엔진과 터보엔진으로 나눌 수 있다.

(i) 터보제트 엔진 소음

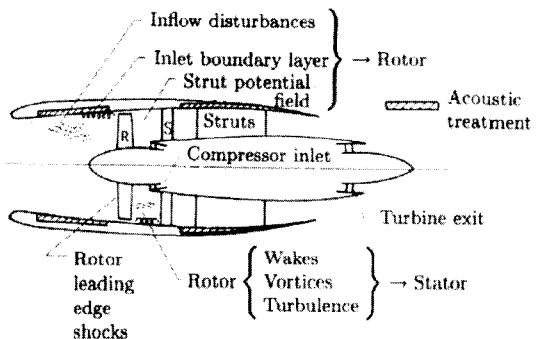
터보제트엔진은 급 가속, 고출력 발생을 목적으로 하여 주로 군용기 등에 쓰인다. 터보제트에서 발생하는 세 가지 소음은 다음과 같이 열거할 수 있다.

가. 공기흡입에 의해 발생하는 입구소음

나. 엔진 통(shell)의 진동에 의한 소음

다. 배기ガ스 소음

배기ガ스 소음에는 엔진 내부 압축기와 터빈의 회전음(기계음)과 고속 분출되는 배기류와 주위 공기의 혼합에 의해 발생하는 와류음을 주요 음원들로 꼽을 수 있다. 이 중 와류음을 제트 분사 소음이라 일컫는데, 정상 총 엔진 가동시 터보

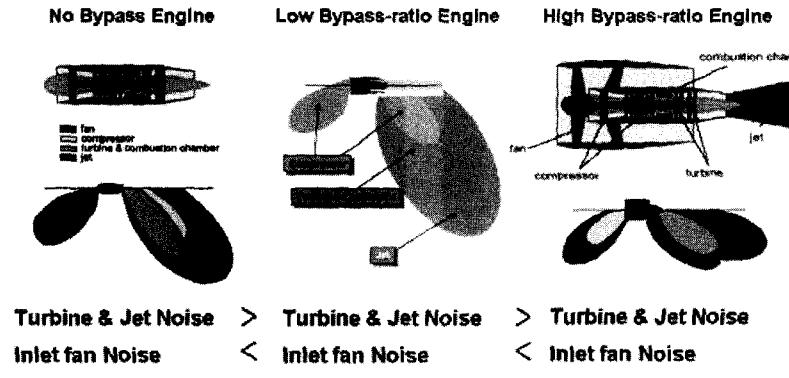
그림 5 터보팬 엔진의 주요 소음 발생원⁽⁷⁾

제트 엔진의 가장 큰 소음원이라 할 수 있다.

(ii) 터보팬 엔진 소음

저-바이패스(Low-Bypass) 터보팬 엔진과 고-바이패스(High-Bypass) 터보팬 엔진의 등장과 더불어 햄-압축기 시스템에 의한 소음이 주요한 소음으로 등장하였다⁽⁷⁾.

그림 5에서 터보팬 엔진의 구조와 소음 발생 원리를 간략적으로 나타내었다. 저-바이패스 터보팬 엔진의 경우에는 엔진 앞쪽으로는 압축기 소음이 주로 방사되고 엔진 뒤쪽으로는 제트 소음이 주로 방사된다. 반면에 고-바이패스 엔진의 경우에는 제트소음이 현저히 감소하여 엔진의 전방과 후방 모두 햄소음이 압도적이다. 이런 제트소음의 감소는 추력의 많은 부분을 큰 햄이 담

그림 6 바이패스비에 따른 소음원별 소음 전파 특성^(6, 8)

당함에 따라 낮아진 제트 후류 속도에 기인한다. 하지만 이러한 엔진 디자인 변화의 주된 이유는 제트 소음의 저감을 위해서 라기 보다는 고-바이패스 엔진에 의한 효율성의 증대에 그 주된 이유가 있었고 같은 이유로 앞으로 저-바이패스 엔진은 비교적 민첩한 기동력이 요구되는 전투기 외에는 점차적으로 사라질 것으로 보인다. 그림 6에서 바이패스비에 따른 소음 전파 특성을 요약하였다⁽⁸⁾.

(iii) 프로펠러 소음

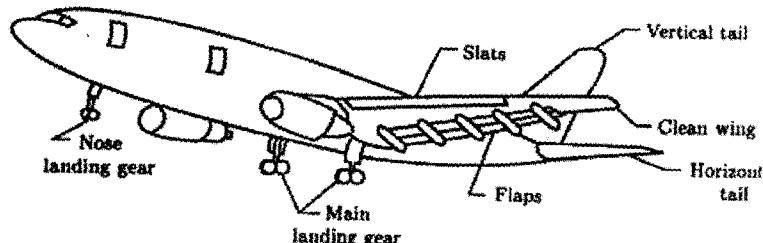
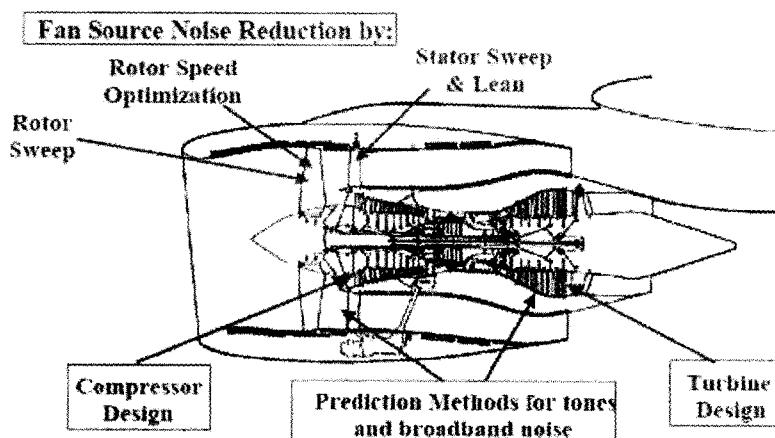
프로펠러 항공기는 가스 터빈이나 피스톤 엔진 구동식으로 분류할 수 있다. 가스 터빈 구동식은 일반적으로 쌍발식 엔진이 주종을 이루고, 피스톤 엔진 구동식은 단발 또는 쌍발 엔진을 장착 한다. 프로펠러 항공기의 추진체 소음은 프로펠러 소음과 엔진 배기 소음으로 구성된다. 프로펠러 소음은 동일한 추진력에 대해 날개 끝속도와의 함수관계로 표현할 수 있다. 지상에서 정지상태로 프로펠러를 회전시키면서 소음을 측정했을 때, 전형적인 소음 스펙트럼을 분석해보면 회전속도에 프로펠러 날개 수를 곱한 값의 정수배에 해당하는 주파수에서 최대값을 나타낸다. 왕복운동 피스톤 엔진의 배기 소음은 같은 출력 등급의 터보 엔진에 의한 소음보다 소음도가 높지만 머플러를 사용하여 감소시킬 수 있다.

(2) 동체 소음 (Airframe Noise)

항공기 동체 소음은 그림 7에서 나타낸 것과 같이 항공기 기체 즉 랜딩기어(landing gear), 플랩(flap), 슬랫(slat), 날개(wing) 등을 지나가는 공기 흐름에 의하여 발생되며, 순항상태와 착륙 시(그림 4 참조) 주요한 소음원이 된다⁽⁹⁾. 순항상태의 항공기는 고도와 위치로 보아 대개의 경우 지역 사회 환경 소음에 미치는 영향이 적기 때문에 주로 여객기 내부 소음의 관점에서 중요하게 취급 한다. 그러나 착륙 시 인구 밀집지역을 저공으로 비행할 때 동체에서 발생하는 소음이 환경문제를 야기할 수 있다. 현재 운용되고 있는 대부분 고속 항공기에 대해서 동체소음은 600 Hz 이상 주파수 대역 소음의 주원인으로 밝혀져 있다. 이러한 동체 소음은 점점 개선되어가는 엔진소음에 비례하여 그 중요성이 차차 증대될 것으로 보인다⁽⁹⁾.

3.2 소음진동기술의 응용

역사적으로 보았을 때, 추진기관이 항공기 전체 소음에 가장 큰 부분을 차지하였고 항공기 소음에 대한 대부분의 연구들이 추진기관을 중심으로 이루어져 왔다⁽¹⁰⁾. 초기에는 터보제트 엔진(turbo-jet engine), 그 후에는 터보팬 엔진(turbo-fan engine) 그리고 가장 최근에는 매우 큰 지름의 터보팬 엔진과 차세대 덕트 프로펠러(advanced

그림 7 동체소음(airframe noise)의 주 소음원⁽¹⁰⁾그림 8 터보팬 엔진의 팬 관련 저소음 기술⁽¹²⁾

ducted propellers) 를 중심으로 연구가 진행되고 있다. 제트 엔진과 같은 초기 추진 시스템으로부터 발생하는 대부분의 소음은 제트 소음에 의한 것이었지만 저-바이패스, 고-바이패스 엔진의 등장과 더불어 팬-압축기 시스템이 중요한 소음원으로 등장했다. 다음에서 항공기 저소음화를 위한 응용 기술들을 팬 소음, 엔진 나셀 (nacelle), 제트 소음, 동체 소음으로 나누어 기술하도록 하겠다.

(1) 팬 소음

비행기 엔진에서의 팬, 터빈, 압축기에서 발생하는 소음을 저감하기 위하여 소음원 자체가 되는 엔진 각 부분을 저소음 설계하도록 노력하고 있다. 그림 8에서 팬소음을 저감하기 위하여 적

용되는 각종 저소음 설계 요소들을 종합적으로 나타내었다⁽¹²⁾.

엔진 바이패스비에 따라서 팬 끝(fan-tip) 속도를 변화시키고 팬 로터 블레이드 앞전의 충격파(shock)의 생성을 억제 시키기 위하여 속력을 줄이는 로터 속력의 최적화를 통하여 팬 톤 소음(tone noise)은 2~4 dB, 팬의 광대역 소음은 1~3 dB 정도를 줄일 수 있다(비행 실험). 이런 스피드의 최적화 뿐만 아니라 충격파 생성을 최소화시키는 로터 블레이드의 저소음 형상설계(그림 9 참조)를 통해서도 팬 톤 흡입구 소음은 2~4 dB (이륙시), 팬 톤 출구 소음은 1~3 dB 정도를 줄일 수 있다(Rig 실험).

비정상 하중/loading)의 감소와 방사소음의 :

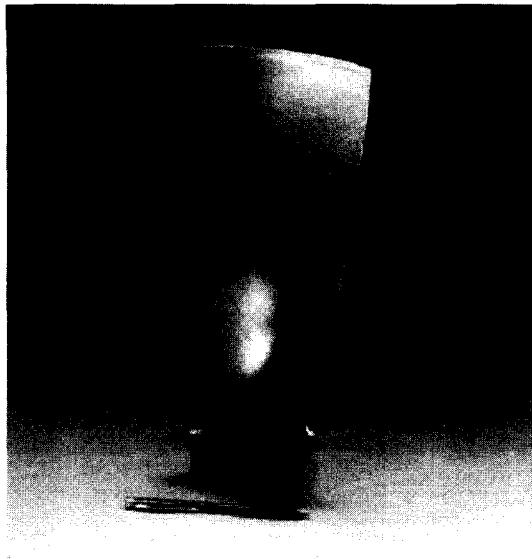


그림 9 로터 블레이드 저소음 디자인 예⁽¹²⁾

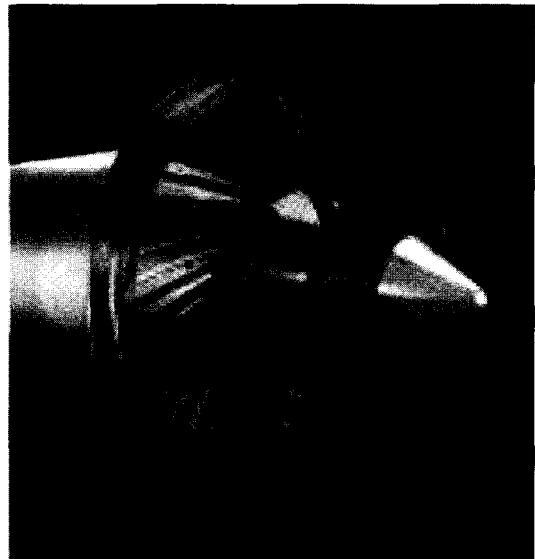


그림 10 저소음 스테이터 디자인⁽³⁾

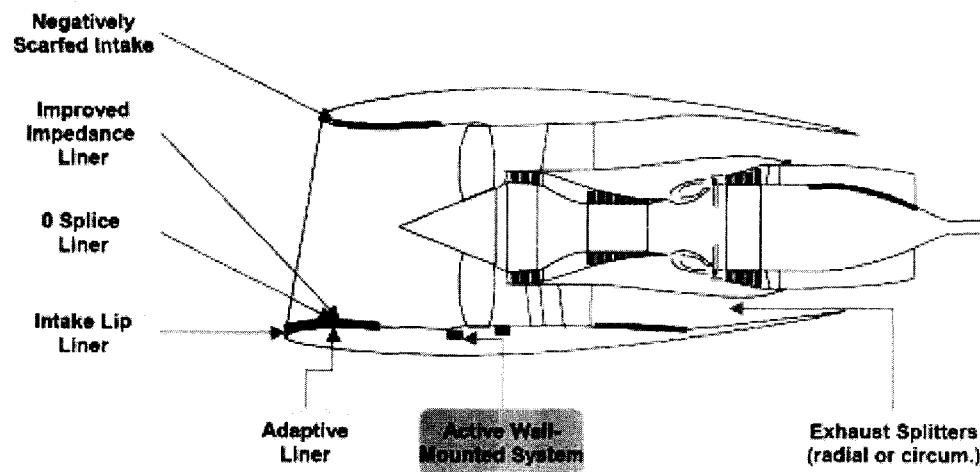


그림 11 엔진 나셀에 적용되는 저소음 설계기법⁽⁶⁾

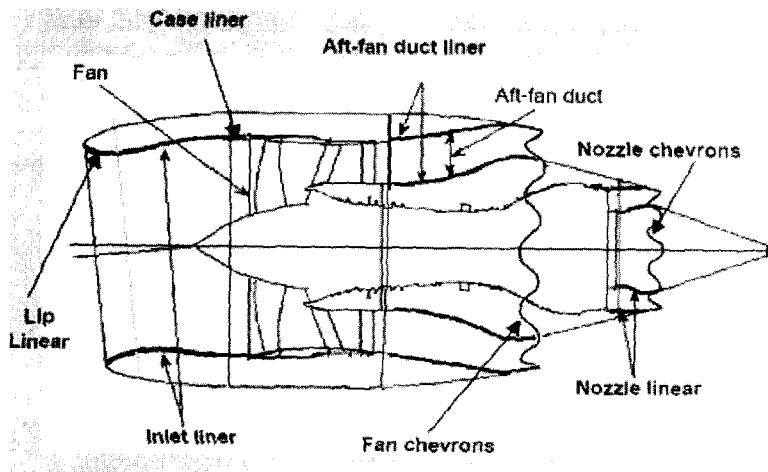
제를 위하여 그림 10에서와 같은 뒤로 기울어지고 옆으로 누운 형상의 스테이터 (stator sweep and lean) 설계를 통하여 햄 톤 입구소음은 2~4 dB, 햄 톤출구 소음은 3~5 dB, 햄 광대역 소음은 2~3 dB 가량을 줄일 수 있는 것으로 나타났다 (엔진실험).

(2) 엔진 나셀 (Nacelle)

현재 저소음 엔진 나셀의 디자인은 엔진 나셀 벽면에 음향처리재의 부착에 주로 의존하고 있다. 햄, 터빈, 압축기에 의한 소음은 엔진 나셀 즉 입구 덕트나 햄 출구 덕트로 전파해가면서 그 성분중의 일부는 자연적으로 감쇠를 하고 또 다른 일부는 덕트 벽면의 음향처리재 (acoustic liner)에 의하여 감쇠된다. 이런 음향처리재를 이용한 음



Prototype Engine Test

그림 12 저소음 엔진 입구 설계 (Negative Scarf Inlet)⁽¹²⁾그림 13 흡음재의 부착을 통한 저소음 디자인⁽⁶⁾

향처리란 주로 다공성 면을 벽면에 부착시키는 것을 의미한다. 이러한 음향처리 물질의 디자인과 부착 위치의 결정은 경제성을 고려한 효율적인 소음 저감을 위해서 매우 중요한 연구 주제이다. 또한 엔진 나셀 모양 자체의 저소음 설계를 통하여 원하는 소음을 감쇠시킬 수도 있다.

엔진 나셀에 적용되는 저소음 설계기법들을 그림 11에서 나타내었다.

수음자의 위치는 주로 지상이 됨으로 지면쪽으로 전파해가는 소음의 양을 줄이고자 엔진 입구의 밑쪽을 길게 디자인한 엔진입구설계(negative scarf inlet)를 그림 12에서 나타내고 있다. 이런 설계를 통하여 엔진 앞쪽으로 전파해가는 햌소음을 2~4 dB가량 줄인다(Rig 실험).

이런 엔진 입구 설계는 전파해가는 음향파의 전파 방향을 바꾸어서 소음 제어를 하는 것으로

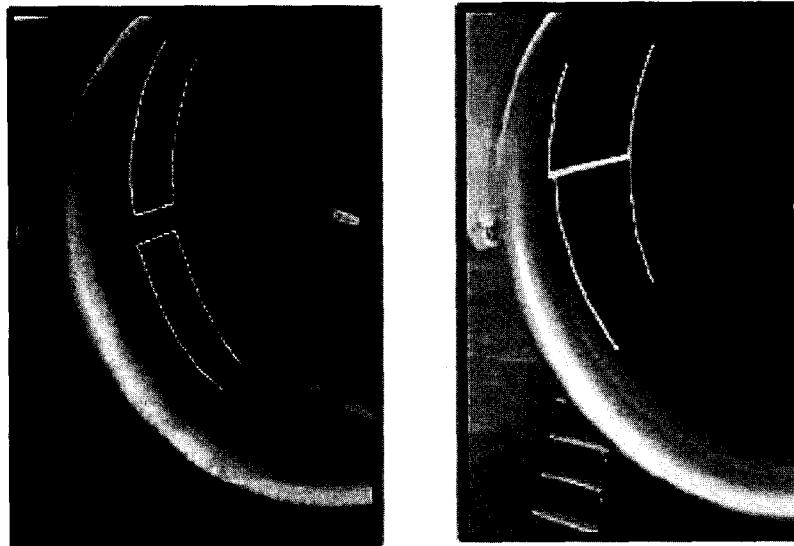


그림 14 흡음재 처리면적의 최적화⁽¹²⁾

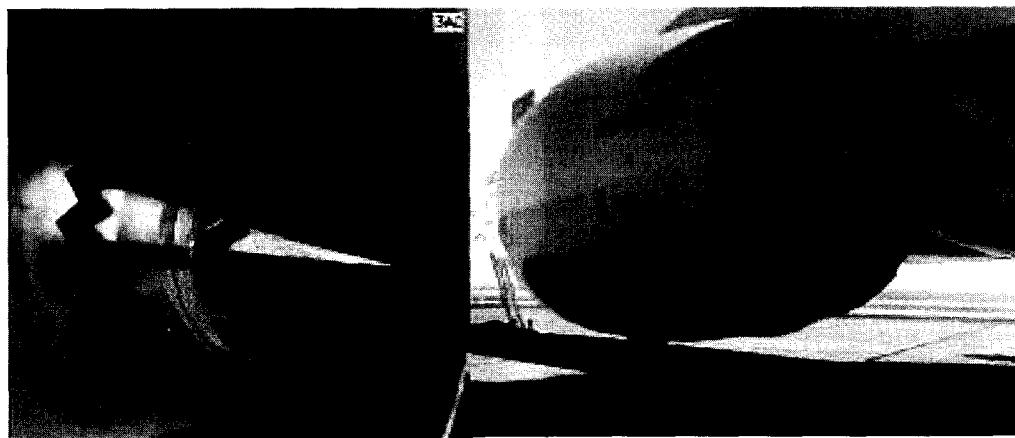


그림 15 Chevron Nozzle 의 예⁽¹³⁾

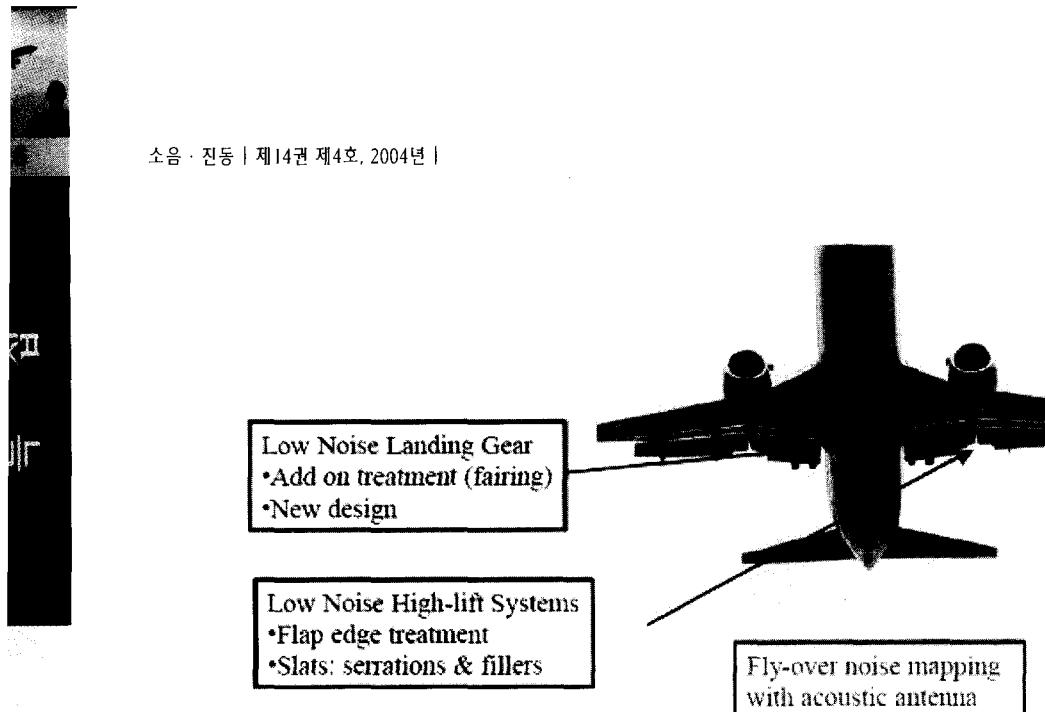
음향파의 에너지 자체를 줄이지는 않는다. 음향파의 에너지 자체를 줄여서 소음제어를 하고자 하는 것이 흡음재(acoustic liner)를 사용하는 방법이다. 특정 주파수 영역에서 음향에너지를 줄일 수 있도록 흡음재 자체를 설계하고 또한 부착 위치를 최적화하여 소음 감소를 최대화하여야 한다(그림 13).

단지 흡음재 부착 위치 뿐만 아니라 흡음재 부

착 길이와 접촉면의 중첩부분과 빈 공간을 최소화하여(그림 14) 햄 소음을 2~5 dB가량 더 줄일 수 있다(비행실험).

(3) 제트 소음

점차 고-바이패스 비의 터보팬 엔진을 사용함으로써 제트소음이 3~5 dB 가량 줄었지만 여전히 제트소음은 항공기 엔진 소음원 중 비교적 큰 부분을 차지하고 있다. 제트 소음의 감소를 위한

그림 16 동체소음의 저감을 위한 저소음 설계 기법⁽¹²⁾그림 17 저소음 랜딩 기어의 디자인⁽¹²⁾

대표적인 디자인이 그림 15에서 나타낸 세브론 노즐(Chevron nozzle)이다. 그림에서와 같이 노즐 끝을 톱니모양처럼 디자인하여 제트 출구에서 혼합(mixing)을 빨리 일어나게 하여 혼합기에서의 난류 발생을 억제함으로써 제트 방사 소음을 감소시킨다. 이런 디자인을 통하여 제트 혼합 소음을 2~4 dB 정도 줄일 수 있다. 이런 세브론 노즐은 저-바이패스비 엔진에 좀 더 효율적인 것으로 알려져 있으나 공기역학적으로는 추력을 감소시키고 연료소모를 늘이며 구조적 강성을 약

하게 하거나 진동을 야기할 수 있는 단점을 가지고 있는 것으로 알려져 있다.

(4) 동체 소음 (Airframe Noise)

동체소음의 감소를 위한 각종 부품 즉 플랩, 슬랫, 랜딩 기어에서 발생하는 공력 소음을 최소화 시키기 위한 각종 저소음 설계 기법이 적용된다 (그림 16).

랜딩 기어 주위의 유동에서 일어나는 박리 현상을 최소화 시켜 (그림 17) 방사 소음을 1 dB 정도 감소시킨다(비행실험).

날개끝 펜스(wing tip fence)(그림 18)를 설치하여 플랩/슬랫 끝단에서 발생하는 와류(vortex)를 최소화하여 소음을 감소 시킨다. 이런 펜스를 통하여 1~2 dB정도의 소음레벨을 감소시킬 수 있다.

3. 맷음말

이상에서와 같이 항공기와 관련된 각종 소음 규제와 이와 관련한 소음저감기술들에 대해서 살펴보았다. 기술한 각종 소음 저감 기술들에 의한 소음 감소량을 표 2에서 종합적으로 정리하였다.

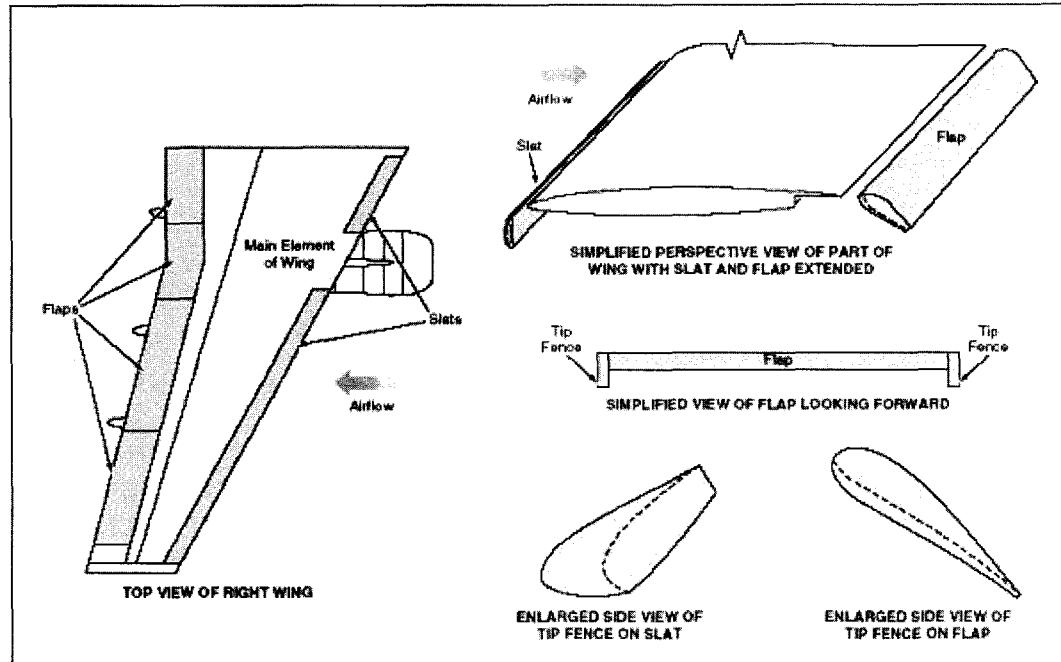


그림 18 날개끝 펜스 (출처: Tip Fences for Reduction of Lift-Generated Airframe Noise, NASA Ames Research Center)

표 2 각종 소음 저감 기법에 따른 소음 감소량

소음원	소음 저감 기법	소음 종류	소음 감소량(dB)
Fan noise	로터 스피드 최적화	팬 톤 소음	2~4
		광대역 소음	1~3
	저소음 형상 설계	팬 톤 흡입구	2~4
		팬 톤 출구	1~3
	스테이터 형상 설계	팬 광대역 소음	2~3
		팬 톤 입구	2~4
		팬 톤 출구	3~5
Nacelle	엔진 입구 설계	전방 전파 소음	2~4
	흡음재 처리	흡음재	2~5
		흡음재 공간최적화	2~5
Jet noise	고(高) 바이패스 비	제트 소음	3~5
	Chevron nozzle	제트 방사 소음	2~4
Airframe noise	랜딩기어 형상설계	방사 소음	1
	Wing tip fence	Vortex 최소화	1~2

이러한 각종 저소음 설계 기법을 이용하여 지난 40여년 (1960~2000) 동안 평균 15 EPNdB의 항공기 소음을 감소 시켰다. 하지만 앞으로도 좀 더 엄격해진 소음규제가 계획되어 있고 이에 따라 저소음 기술 개발을 위한 연구는 더욱더 치열해질 것이다. 현재의 추세로는 연료효율을 향상시키고 유지비가 적게 들면서 소음을 감소시키는 초고 바이패스비 (Ultra-High-Bypass-Ratio) 엔진이 그에 대한 대답으로 생각되고 있다. 미래에 대한 대답이 무엇이던지 간에 결국 최종적으로는 공항주변에서 항공기에 의한 소음이 주변 지역 사회에 소음으로서 인식되지 않을 때까지 항공기 저소음 기술은 연구 개발 될 것이다. ■

참고문헌

- (1) FAA Statistical Handbook of Aviation, Calender year 1992, FAA Office of Aviation Policy, Plans and Management Analysis, Washington, D.C., 1992.
- (2) CAO, Environmental Technical Manual On The Use Of Procedures In The Noise Certification Of Aircraft, Third Edition, 2004.
- (3) Huff, D. N., 2000, "Technology Development of Aircraft Noise Alleviation: Engine Noise Reduction Research," The Hiller Aviation Museum.
- (4) 환경부, 2001, 항공기 및 철도 소음의 환경 기준 설정에 관한 연구.
- (5) 한국공항공단, 1992, 항공기 소음 방음 대책에 관한 연구.
- (6) Vartad, H., 2003, "Aircraft Noise Reduction : AIRBUS Industrial Needs in Terms of New Materials for Nacelle Liners," Journees Scientifiques de l'ONERA - January 16th.
- (7) Groeneweg, J. F., et al., 1991, Turbomachinery Noise. In Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, NASA Ref. Pub. 1258, Vol. 1.
- (8) Oates, G. C., 1985, Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components, Chapter 7, AIAA Educational Series. AIAA.
- (9) David, G. C., 1991, Airframe Noise, In Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, NASA Ref. Pub. 1258, Vol. 1.
- (10) Martin, R. F., 1977, Airframe Noise Prediction Method. FAA-RD-77-29.
- (11) Everman, W., 1991, Theoretical Models for Duct Acoustic Propagation and Radiation. In Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, NASA Ref. Pub. 1258, Vol. 2.
- (12) Rushwald, I., 2001, Continuing Work on Aircraft Noise Reduction Technology Workshop, Sao Paulo, December 3rd.
- (13) Glover, B., 2003, Environmental Progress In Commercial Aviation, SAE International Future Transportation Technology Conference , 23.