

특집

항공우주분야 소음진동 연구

국내 항공산업 분야에서의 소음 사례

박남은*, 양준호
(한국항공우주산업(주))

1. 머리말

소음이란 “인간의 쾌적한 생활환경을 해치는 소리, 또는 인간이 원하지 않는 소리”로 정의되며, 그 종류는 공장 및 사업장 소음, 교통 소음, 생활 소음, 항공기 소음, 훈련장 소음 등으로 분류할 수 있다. 도시화 및 산업화 등에 따라 생활 소음이 급격히 증가되고 있는 반면에 정온한 생활환경을 요구하는 국민의식도 증가하여 소음공해에 대한 민원이 전체 환경민원의 60%에 이르고 있는 실정이다.

그러나 소음과 관련된 공공정책의 도입과 관심은 수질, 대기, 폐기물 오염 처리에 비해 그 우선순위가 떨어지고, 특히 항공기 소음은 고소음으로 그 영향이 광범위하여 소음 대책이 어렵고, 법적·제도적 대책이 미흡하여 개인 혹은 집단 민원의 대상이 되고 있다. 국제 공항의 경우 「항공법」을 제정하여 소음부담금을 징수하고 소음 방지 대책을 세우고 있지만, 군용비행장의 경우 항공기의 특성으로 항공기 소음 피해가 더욱 심각한데도 불구하고 소음방지 대책 및 피해보상에 대한 법적·제도적 장치가 거의 없는 실정이다. 군용비행장 주변에 거주하는 주민들의 정신적, 물질적 피해가 가중되고 있으며, 이에 따른 집단 민원과 더불어 최근에는 지방자치단체, 교육청 등으로부터의 민원도 증가되고 있으며 국회에서

도 소음방지 및 피해 보상 등에 관한 의원 입법을 추진하고 있는 실정이다. 따라서 군용 항공기에 대한 군요구도 뿐만 아니라 민간요구도 만족을 위한, 정확한 소음의 측정 및 소음 저감 설계는 항공기 설계시 중요한 설계 변수이다.

이 연구에서는 한국항공우주산업(주)에서 진행되었던 소음관련 비행시험과 수치해석 사례에 대해서 살펴보았다.

1.1 대표적인 항공기 소음

항공기는 형상에 따라 고정익과 회전익으로 분류되고, 그에 따라 발생하는 소음에도 차이가 있다. 고정익항공기에서는 엔진, 프로펠러 소음(프로펠러 항공기) 그리고 음속폭음(초음속 항공기) 등의 소음이 발생한다.

회전익 항공기 즉, 헬기는 주/꼬리로터 소음, 기어박스/엔진 소음이 주를 이룬다.

1.2 항공기 소음 규정

민간 항공기와 군용 항공기는 운용 특성의 차이와 목적에 따라 규정 또는 요구도가 상이하다.

- 민간 소음

FAR Part 36 및 ICAO Annex 16은 'Noise Standards: Aircraft type & Airworthiness Certification'을 규정하고 있다. 이런 민간 소음 규제는 공항 또는 Heliport 주변의 대민 피해를 규정하기 위해 정의

* E-mail : nameunparkaero@koreaaero.com / (055) 851-2895



그림 1 초음속 항공기 주변의 충격파

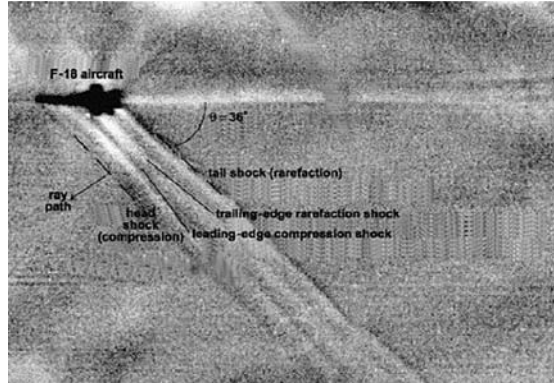


그림 3 F-18 주위의 충격파 슈리렌 사진 (마하수 1.4)

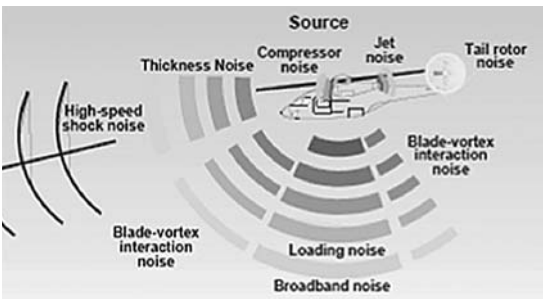


그림 2 헬기의 소음 분류

되었다.

- 군 소음

군용항공기는 민간의 ICAO 또는 FAR의 규정을 받지 않는다. 그러나 피탐지성 감소 및 내부 통신을 방해하지 않아야 한다는 요구도가 존재한다.

2. 음속 폭음

2.1 초음속 항공기 소음

초음속 전투기는 이륙 시 엔진 소음 - 특히 후부 연소기(afterburner) 사용시 - 과 비행 중에 음속을 돌파하거나 음속에서 감속했을 때, 또는 초음속 비행을 하고 있을 때 지상에 들리는 음속 폭음을 유발한다. 공항근처의 소음은 주로 이착륙시의 엔진 소음에 기인하여 많은 규제와 규정이 있지만, 초음속 전투기의 음속 폭음은 건물이나 가축

등에 피해를 주기도 하지만, 군사적인 목적상 사용되는 군용 전투기에 대한 특별한 규정은 없다. 국내에서는 실제 초음속 전투기의 음속 폭음 연구나 시험은 거의 이루어 지지 않았다.

음속 폭음의 원인은 그림 3의 F-18 슈리렌 사진과 같이 초음속 비행시 항공기 각 부분에서 발생한 경사 충격파 때문이다. 공기 중에서는 압력의 변화가 소리의 속도로 전해지는데, 항공기 속도가 음속을 초과하면 압력의 변화가 항공기 전체에 전해지지 않고 1개소에 집적되어 충격파를 형성한다. 이 충격파가 지상에 도달했을 때 바로 폭음으로 들리게 된다. 충격파로 인한 음속 폭음의 강도(압력의 변화)는 항공기의 속도가 초음속이 되면 마하수 보다는 항공기의 크기 · 중량 · 비행고도에 의해서 영향을 받게 된다. 항공기가 클수록, 중량이 클수록, 비행고도가 낮을수록 강하게 들린다. 이 때의 압력상승량은 크지 않지만, 14.3 kg/m²의 경우는 매우 가까운 곳에서 들리는 뇌성 정도로 때로는 유리창이 깨지기도 하며, 17.6 kg/m²가 되면 유리창은 완전히 파손되고, 때에 따라서 구조물에는 그 이상의 피해가 가해지기도 한다. 항공기 설계를 할 때 기체중량을 가볍게 하거나 비행 중 비행고도를 높이는 것 외에는 별다른 해결방법이 없다. 초음속여객기의 경우 육지 상공을 비행할 때에는 고도 · 속도 · 비행코스 등에 심한 제약이 가해지고 있다. 그러나 초음속 전투기의 경우 그 중량은 여객기에 비해

적지만 지속선회(sustain turn)과 같은 높은 중력(Gravity)이 작용하는 G-기동의 경우에는 그 중량의 5~10배까지 증가될 수 있다. 이런 경우의 음속 폭음 피해는 더 심각해 질 수 있다.

2.2 음속 폭음 비행 시험

(1) 음속 폭음 소음 비행 시험 방법

음속 폭음 시험은 국내 여건상 해상에서 진행될 수밖에 없었다. 시험 방법은 해군 함정에 음속 폭음 측정을 위한 계측 장비를 탑재하고, 어선분포가 적은 해상에 정박하여, 시험 항공기가 임무공역 진입, 음속돌파 비행 및 측정을 진행하였다. 측정요원은 해군 함정 내 UHF/VHF 통신장비로 비행현황 모니터링 및 상호 교신을 통해 시험을 수행하였다.

음속 폭음 비행시험을 위해서는 항공기가 마이크로폰 위를 지나가야 하고, 충격파가 마이크로

폰에 도달할 수 있도록 시험이 되어야 한다. 그림 4(상)는 항공기의 비행 궤적 결과와 초음속 돌파를 위한 비행 절차를 도시하였다.

또한 초음속 비행은 공역 및 연료로 인해 제한을 받는다. 따라서 그림 4(하)와 같이 정확한 비행시험 절차와 그림 5와 같은 비행 시간 및 연료 산정이 필요하다.

(2) 음속 폭음 측정 및 결과

음속 폭음 측정을 위해 준비된 장비는 sound intensity probe, 압력센서, data acquisition system, sound level meter, 기타(캠코더, 카메라)가 사용되었다.

음속 폭음 측정 비행시험시의 시험 조건은, 정확한 측정을 위해서는 매우 열악한 조건이었고, 특히나 해상에서 이루어졌기 때문에 높은 습도와 계측 장비의 고정에 어려움이 있었다.

그림 4(상)의 비행경로에서는 항공기가 측정위치(마이크로폰)를 300 ft 이내로, 적절하게 수행되었음을 알 수 있다.

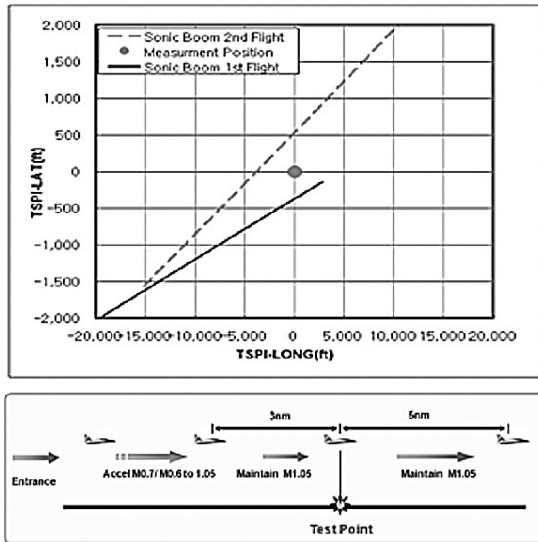


그림 4 비행경로 점검 및 비행 절차

Standard Day, GW : 24klb (60% Fuel), CG : 35%Mac

Alt (ft)	Accel				Tnm M1.05				Total				
	Initial Mach	Final Mach	Fuel (lb)	Time (sec)	NM	Mach	Fuel (lb)	Time (sec)	NM	Plot	Fuel (lb)	Time (sec)	NM
20k													
10k													
5k													
TOTAL											1333	166	

그림 5 시험전 고도별 연료량/거리/시간 예측

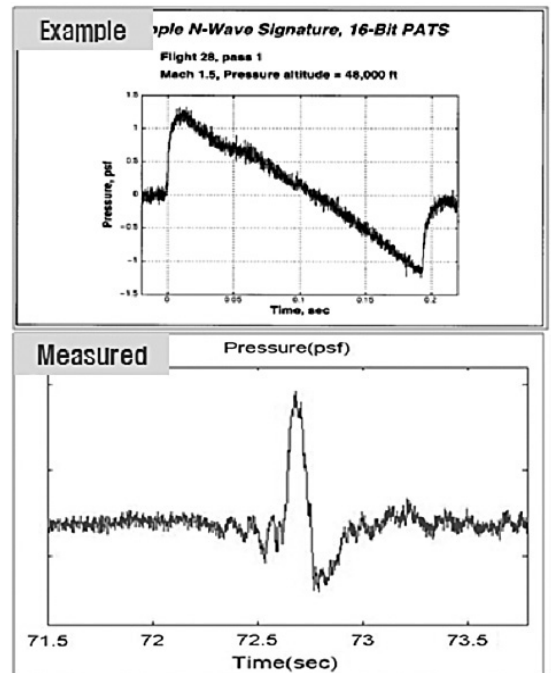


그림 6 음속폭음으로 인한 N-Wave

그림 6은 SR-71의 음속 폭음시의 측정된 N-wave(상)의 예와 음속 폭음 시험 시 측정된 N-Wave(하)의 결과이다. 시험 결과 음속 폭음이 약한 충격음으로 밖에 들리지 않았고, 작은 측정값을 보였다. 이러한 비정상적으로 작은 측정 결과는 바람과 습도가 높은 해상에서 측정이 이루어졌고, 계측장비를 배경 소음이 크고(군함의 발전기 소음) 불안정한 함상에 설치하였기 때문인 것으로 보인다.

2.3 음속 폭음 소결론

시험 결과 음속 폭음이 후부 연소기(afterburner)의 소음 수준보다 컸으나, 배경 소음에 비해 비정상적인 작은 소음이 측정되었다. NASA의 외부 소음 측정 방법과 비교하면, 비행 장소(해상 대 평야), 소음 측정 장비(마이크로폰 한 세트 대 마이크로폰 어레이 시스템), 소음 비행 횟수 등의 많은 차이가 있다. 이런 시험 조건이 결과를 훼손시킨 것으로 보이며, 향후 음속 폭음 연구를 위해서는 시험 조건에 대한 정확한 구현 및 장비가 필요한 것으로 보인다.

3. 헬리콥터 소음

3.1 헬리콥터 소음 규정 및 요구도

민간 헬리콥터에 적용되는 외부 소음은 FAR 36 또는 ICAO noise limits(annex 16 chapter 8.4)에 규정되어 있으며, 중량에 대한 제한치와 규정 기동은 아래와 같다.

- (a) 이륙 : $87.03+9.97 \log(M)$
- (b) 전진비행 : $85.03+9.97 \log(M)$
- (c) 착륙 접근 : $90.03+9.97 \log(M)$

그림 7은 착륙 접근시의 규정과 각 항공기들의 소음치 결과이다.

군용 헬리콥터에서의 소음은 다음과 같은 조건을 만족하도록 요구되어 진다.

- (a) 내부 소음 : 통신을 방해하지 않아야 한다.
- (b) 외부 소음 : 소음으로 인한 피탐지성 감소 필요

3.2 헬리콥터 외부소음 비행시험

(1) 외부소음 비행시험 방법

헬리콥터 외부소음 비행시험 시 ICAO에 명시된 조건을 만족해야 하며, 그림 8은 제자리비행시의 비행시험 개략도이다.

(2) UH-60 헬리콥터 외부소음 측정 사례

UH-60은 가장 널리 알려지고, 현재 우리 군에서도 사용하고 있는 헬리콥터이다. UH-60의 외부소음을 측정하여 전산 해석 방법과 비교하였다. 외부소음 측정 방법은 1.2 m 정도 높이의 마이크로폰 시스템을 헬기로부터 150 m 떨어지게 설치함으로써 소음을 측정하고, 시험을 위한 대기 조건 등은 ICAO의 규정을 따랐다. 다음은 비행시험시의 대기 조건 예이다.

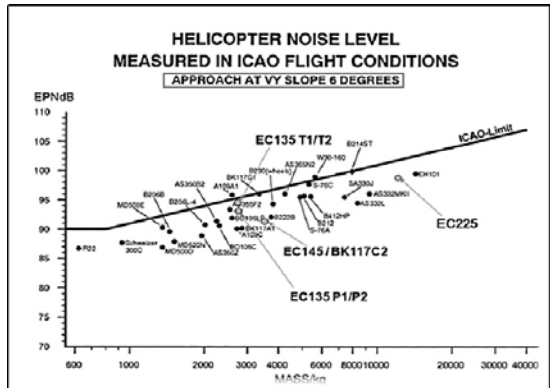


그림 7 외부소음 제한치 및 소음 수준 사례

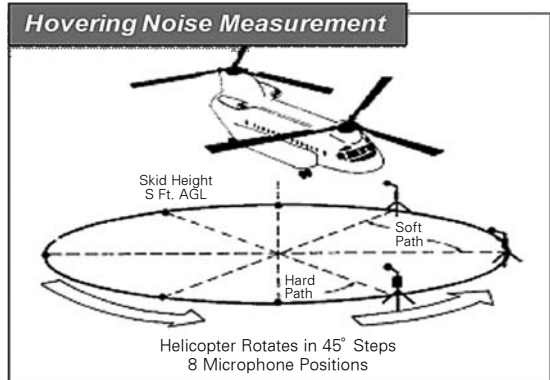


그림 8 제자리비행 외부소음 측정 방법

[외부 소음 비행시험 조건 예]

- 기상요구조건 : 바람 10 kts/측풍 5 kts 미만,
12 dB/100 m(8 kHz 1/3 Octave) 이하
- 시험시 기상조건 표기 및 보정
(기압: 0 kts, 30.21 in.Hg, 9 °C, 74 %)

[제자리비행 소음 비행시험 방법]

지면효과의 영향을 받지 않기 위하여서 지면에서부터 46 m 높이에서 제자리 비행을 수행하고, 마이크로폰은 각각 150 m에 설치한다(그림 9).

제자리 비행시 소음을 방향별로 차이를 분석하기 위하여 45° 간격으로 시계방향으로 회전하여 8차례 데이터를 획득하여 수행하였다. 데이터 저장을 위해 각 시험 시 30초간 상태 유지를

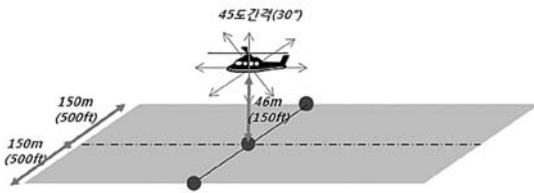


그림 9 외부소음 비행시험 사례

수행했다.

외부소음 비행시험은 최소 5차례 이상의 중복 시험이 필요하다. 그림 10은 UH-60의 제자리 비행시의 외부 소음을 주파수 분석한 결과이다.

3.3 헬리콥터 소음 해석

(1) 전산공력소음해석 방법

헬리콥터의 로터는 회전운동뿐만 아니라 플래핑(flapping), 패더링(feathering)과 같은 모션이 복합적으로 일어나기 때문에 공력소음을 전산해석으로 수행하는데 많은 어려움이 있다.

일반적으로 헬리콥터에 대한 전산공력소음해석(CAA, computational acoustic analysis)에는 다음과 같은 방법이 있다.

- 1) Comprehensive transient CFD analysis : 소음장 전체를 전산유체해석 툴을 이용하여 모델링하고 계산
- 2) Couple CFD with CAA : 전산유체해석 툴과 전산공력소음해석 툴을 이용한 해석 방법. 소음원(noise source)이 되는 대상체 근처는 전산유체해석 툴을 이용하여 해석을 하고, 유동장을 넘어서는 소음장에 대한 해석은 전

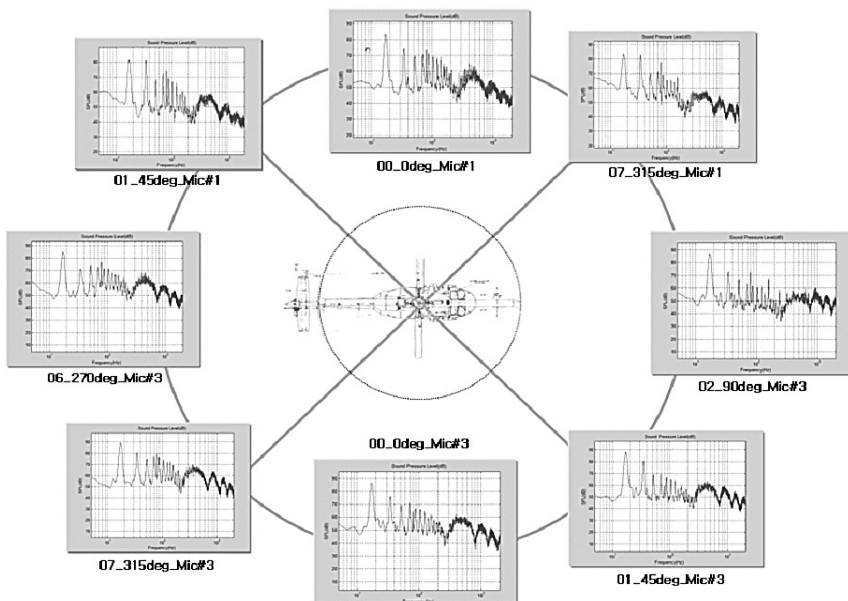


그림 10 UH-60 외부소음(제자리비행, 주파수 분석)

산공력소음 툴을 이용하여 해석

- 3) CFD plus acoustic modeling : 소음원 근방은 전산 유체해석 툴로 계산하고, 리시버 혹은 마이크까지의 소음의 전파는 FW-H eq.(Ffowcs-Williams andHawkings)을 이용하여 계산하는 방법
- 4) Acoustics estimation from local turbulence scales : 제한적인 정확도를 갖는 기법으로, 국부 소음원 강도(local source strength)와 국부 난류(local turbulence)의 관계를 이용해 소음 추정 기법

(2) 공력 해석 및 공력 소음 해석 방법

앞서 설명한 공력 소음 해석 방법 중 “3) CFD plus acoustic modeling”의 방법을 이용하여 외부 소음 시험결과와 비교하였다. 해석방법은 전산 유체역학을 이용하여 비정상(unsteady)해석을 수행하여 블레이드의 소음원을 추출한 후, FW-H eq.에 기반을 둔 전산 공력 소음 해석툴인 FlowNoise를 이용하여 소음해석을 수행한다.

주로터 반경의 약 9배의 유동장을 갖는 4개의 블레이드에 대해 정상상태(steady state) 해석을 수행하여 수렴시키고, 시간에 대한 비정상상태(unsteady state) 해석을 수행한 후, 공력 해석 데이터를 입력 받아 공력소음 해석을 수행하게 된다. 그림 11은 절차를 도시하였다.

- 격자계 구성 : 해석격자계는 약 10 M node가 사용되었으며, 유동장 해석을 위한 블레이드 주변의 원방경계와 블레이드 해석을 위한 실린더

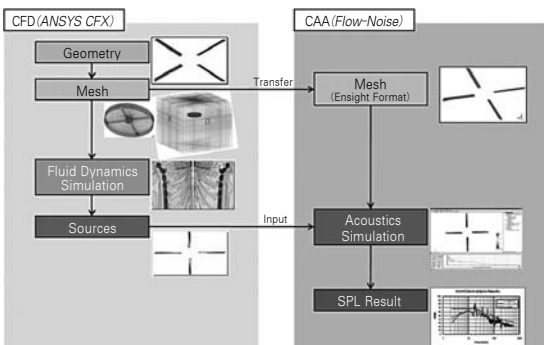


그림 11 전산공력소음 해석 순서도

형태의 격자계로 구성하였다.

(3) 해석 조건

해석 조건은 UH-60의 제자리비행을 모사하기 위해 컬렉티브 피치각 8.5° 일 때 해석을 수행하였다. 전산해석은 상용 전산유체역학(CFD) 툴인 ANSYS CFX가 사용되었으며, 해석 방법은 아래와 같다.

- Solver: pressure based N-S, SST turb. model
- Flight state : OGE Hovering, ISA, SL
- RPM : 258 rpm(CCW)
- Unsteady time step: 0.001292s (2deg/iteration)
- Total iteration No. : 540(3 revolution)
- Sub-iteration No. : 8

(4) 제자리비행 공력 소음 해석 결과

그림 12는 유동장 내의 유선도(상)와 로터 회전면의 윗면에서 바라본 와류 해석(하) 결과이다. 유선도에서 유동이 충분히 발달된 결과를 볼 수

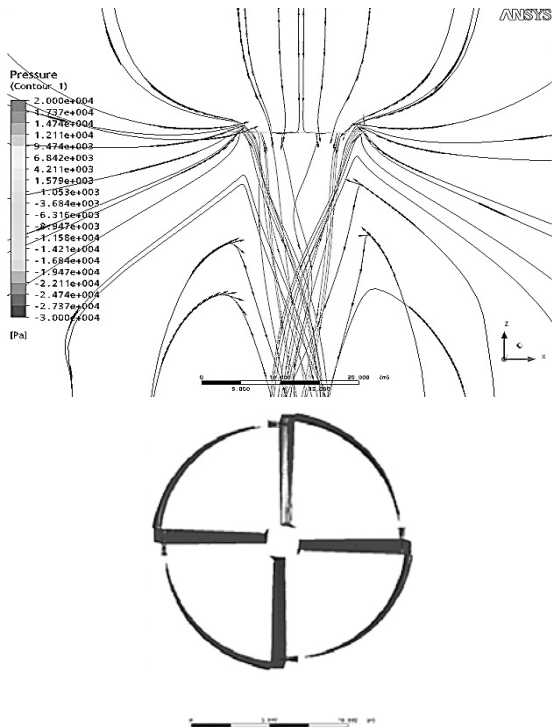


그림 12 유동장 유선도(상) 및 끝단 와류(하)

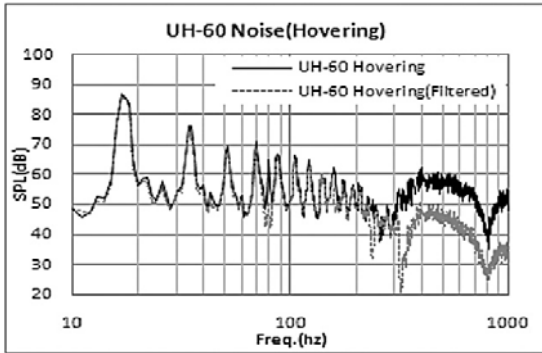


그림 13 UH-60 외부소음 결과 및 필터링 결과

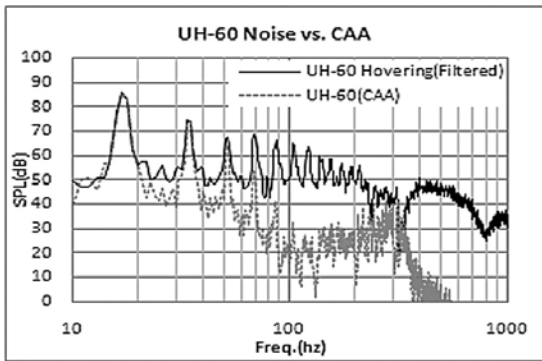


그림 14 UH-60 비행시험결과와 CAA 결과 비교

있고, 블레이드팁에서 발생한 와류의 형태를 파악할 수 있다.

그림 13은 UH-60의 제자리비행 외부소음 시험 결과 중 한 값을 주파수영역에 대해서 분석한 결과와 주로터 소음만 해석한 CAA 결과와 비교하

여 위해 꼬리로터의 소음을 필터링 한 결과이다. 필터링 된 데이터는 꼬리 로터의 주소음 주파수인 79 Hz(4/rev), 159 Hz(8/rev), 239 Hz(12/rev)에서 작은 값을 보이고 있다.

그림 14는 전산해석 결과와 외부소음비행시험 결과를 비교하였다. 주로터만을 해석하였기 때문에 시험결과도 꼬리로터와 고주파수 영역을 필터링한 결과와 비교를 하였다. 비교 결과 주로터의 주파수와 잘 일치하나 주로터의 16/rev 이상에서 부터는 CAA값이 작은 특성을 보이고 있다.

4. 맺음말

국내의 항공기 개발은 군용기 위주로 이루어졌기 때문에 민간소음의 규제를 받지 않았다. 그렇지만 인권 향상으로 더 이상 군용기도 민간소음 규제에서 자유로울 수만은 없고, 조용한 항공기의 개발은 항공기 제작사에서는 반드시 갖추어야 할 핵심 기술이다.

음속 폭음 예측 및 시험, 헬리콥터 내/외부 소음 설계, 해석 및 측정이 한국항공우주산업(주)의 T-50과 KUH 개발 기간내에 이루어 졌다.

현재 국내에서는 항공기의 소음 시험을 위한 제반 조건(시험 장소, 설비, 인력)이 매우 취약하다. 향후 학계와 산업체 그리고 정부(군)의 소음에 대한 인식 공유와 기술 교류를 통해 국내의 소음 감소 기술의 향상을 기대해 본다. [KSNVE](#)