



헬리콥터 블레이드 공력 소음 해석 기법 연구

박 남 은,*¹ 우 철 훈,¹ 이 상 기,² 이 석 준²

THE INVESTIGATION OF THE AERO-ACOUSTIC ANALYSIS METHODS FOR THE HELICOPTER BLADE

N.E. Park,*¹ C.H. Woo,¹ S.G. Lee² and S.J. Yee²

The development technology for the helicopter is improved by the increasing of computing power and advanced test facilities. The increasing efficiency of fuel consuming by the developing of improved lift-to-drag rotor system is the major issue, the noise reduction for ecology(civil area) and increase of survivability to reduce noise detection(battlefield) also are important. This investigation shows the classification of helicopter external noise and requirements, the noise flight test methods, the numerical modeling method for aero-acoustic of rotor blade and the result of CAA(Computational Aero-Acoustic) for main rotor blade.

Key Words : 전산공력소음해석(CAA, Computational Aero-Acoustic), 전산유체역학(CFD, Computational Fluid Dynamics), 헬리콥터(Helicopter), 외부소음(External Noise), UH-60

1. 서 론

현대의 헬리콥터 개발 기술은 컴퓨터의 발달과 현대 전자 기술의 발달로 많은 진보를 이루고 있다. 그러나 여전히 양항 비 증대를 통한 연료 효율 극대화와 소음 감소를 통한 친환경(민수), 탐지 회피(군수)는 헬리콥터 개발의 중요한 과제이다.

그중에서 헬리콥터 블레이드 외부 소음은 민간에서는 소음으로 인한 두려움과 고통을 주는 요소로 철저히 민간 규정을 지키지 않으면 안 되며, 군에서는 적에게 항공기의 위치를 노출시켜 생존에 위협을 받지 않도록 외부 공력 소음의 감소가 필요하다.

블레이드의 외부 공력 소음은 로터 블레이드의 익단 형상에 큰 영향을 받게 된다. 또한 로터 블레이드 익단은 로터의 공력 성능에 중요한 역할을 한다. 블레이드 팁은 높은 동압과 높은 속도영역에 존재하고, 따라서 강력한 팁 와류가 발생하게 되는 곳에 위치함으로써, 압축성 효과로 인한 속도 제약을 갖게 되고, 로터의 성능에 큰 영향을 미치게 된다. 로터 익단

은 익단에서 발생하는 와류(Vortices)와 블레이드가 충돌하게 됨으로서 BVI(Blade Vortex Interference) 현상이 발생하게 되고, 따라서 헬리콥터 로터 소음의 주원인이 되기도 한다.

실제 항공기의 소음관련 요구도 만족과 감항성 인정은 규정된 시험 방법을 지키는 범위 내에서 비행시험을 통해 수행되어지지만, 개발 단계에서 항공기의 외부 공력 소음을 해석하는 것은 실험적인 방법이나 수치적인 해석 방법 모두 많은 제약 사항을 가지고 있다. 또한 복잡한 로터의 운동과 각각의 속도에 따른 항공기 자세의 변화, 블레이드의 유성성(flexibility)에 의한 변형 등을 모사하기는 매우 어렵다.

본 연구에서는 헬리콥터 외부소음에 대한 요구를 분석하고, 그에 따른 시험방법을 살펴봄으로써 전산공력소음해석에서의 모델링 조건을 파악하고, 전산 모델링을 할 수 있는 방법을 모색하고, 현재 많이 사용되고 있는 블레이드 소음 해석 기법을 비교함으로써 향후 블레이드 공력 소음 해석 방법을 제시함으로써, 헬리콥터 블레이드 공력 소음 해석에 이바지할 수 있을 것으로 보인다.

2. 헬리콥터 외부소음

헬리콥터의 외부 소음은 주로터 블레이드 소음, 꼬리로터 블레이드 소음, 엔진 소음, 기어박스 소음으로 나눌 수 있다.

1 정희원, 한국항공우주산업(주)

2 한국항공우주산업(주) KHP로터설계팀

* Corresponding author, E-mail: nameunparkaero@koreaero.com

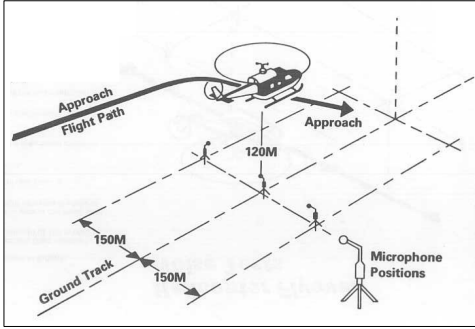


Fig. 1 Helicopter Flyover Noise Test by ICAO Certification Test Operations[1]

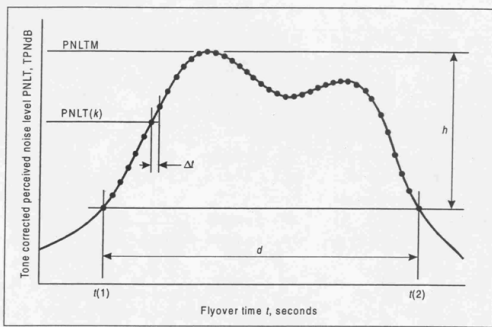


Fig. 2 Noise Time History

이중에서 주로터 블레이드와 꼬리로터 블레이드 소음은 헬리콥터 외부소음 중에서 가장 큰 요소이고, 이는 공기역학적인 현상으로 인하여 발생하므로 공력 소음(Aero-Acoustic Noise)이라 일컬을 수 있다. 기어 박스 소음은 외부로 표출되어 외부소음을 만들어 내기도 하지만 발생원인은 공력소음이 아닌 마찰소음이 주 원인이고, 내부 소음(Internal Noise)의 주범으로 분류된다.

2.1 헬리콥터 외부소음 규격

헬리콥터에 대한 민간 규격은 ICAO Annex16과 FAR 36에서 제시 되고 있다. ICAO와 FAR가 동일한 요구조건을 제시 하고 있었으나, 2002년을 기준으로 ICAO의 소음관련 규격이 더욱 엄격해졌다. 외부소음에 대한 균요구도는 민간 소음 규격과는 목적이 다르다. 민간소음 규격이 이착륙장(Heliport)이나 활주로 주변에 대한 소음 피해를 줄이기 위해서 착륙을 위한 접근(Approach), 이륙(Take off), 수평비행(Fly over)를 각각 소음 효과 데시벨(EPNdB, Effective Perceived Noise Decibels)로 규정한 반면에, 군용의 헬리콥터에서는 피탐지성을 감소시켜 생존성을 높이기 위해 제자리비행과 수평비행(Fly over)에 대해서 각 Octave band에 대해 규정을 가지고 있

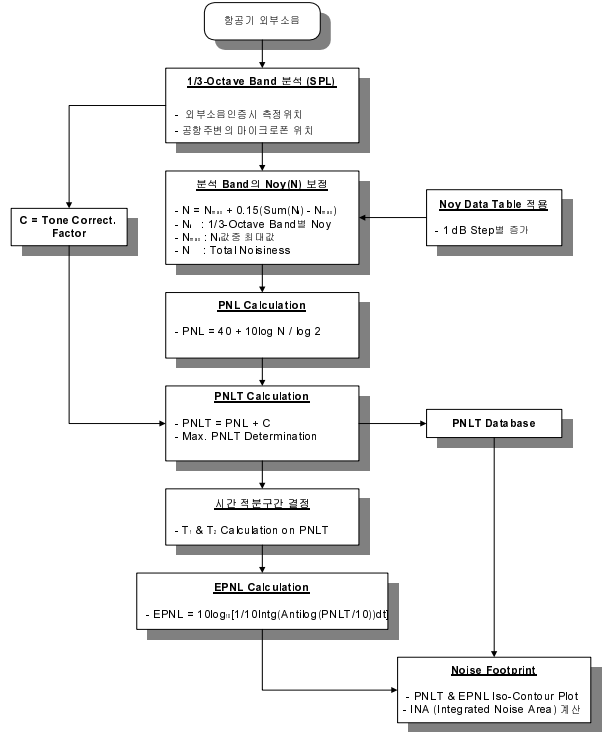


Fig. 3 EPNL Calculation Flow Chart

는데, 이는 전장에서 이륙과 착륙 보다는 낮은 고도로 수평비행을 하면서 목적지로 이동하거나 낮은 고도로 제자리 비행을 하면서 승무원을 내려주는 경우가 많으므로, 이때 적에게 소음으로 인해 노출되는 피탐지성에 대한 규정을 갖는 것으로 추측 된다.

2.1.1 민간규격

전세계적으로 외부소음의 제한치로 사용되는 민간 규격은 FAR 36 또는 ICAO Annex 16이다.

- FAR 36: FAR 36 subpart H helicopter noise
- ICAO Annex 16 chapter 8 and chapter 11 (이륙중량이 3175kg 이상인 경우는 Chapter 8이 적용됨)

ICAO와 FAR 36에 제시되어 있는 소음 규정의, 항공기 중량에 대한 계산 방법은 다음과 같다.

- ICAO Noise Limits (Annex 16 Chapter 8.4) : 2002년 3월부터 제시됨
- Take Off noise level: $87.03+9.97\log(M)$
- Flyover noise level: $85.03+9.97\log(M)$



- Approach noise level: $90.03+9.97\log(M)$
($M=MTOW(kg)/1000kg$)
- FAR 36 Appendix H, Part D Noise limits
: ICAO 규격보다 낮은 제한치를 요구하고 있음
- Take Off noise level: $89.0+3.01[\log(M/800.137)/\log 2]$
- Flyover noise level: $88.0+3.01[\log(M/800.137)/\log 2]$
- Approach noise level: $90.0+3.01[\log(M/800.137)/\log 2]$
($M=MTOW(kg)$)

2.1.2 군사규격

일반적으로 고정익을 포함한 군용 항공기는 민간 외부소음에 대한 제한을 받지 않는다. 특수한 목적으로 개발되고 운영되기 때문에, 민간의 규격에 적용을 받지 않지만, 점점 인권이 중요해 지면서 군용 항공기도 소음과 환경적인 문제에 무관할 수 없으며, 전장에서 피탐지성은 생존성과 직결되므로 군사규격으로 제시되지 않더라도 Table 1과 같은 형태로 외부소음 제한이 요구되고 있다.

Table 1 은 군용항공기의 소음제한치의 예로 기동은 제자리비행과 수평비행이다. 그리고 Overall 소음치와 Octave band 에 따른 소음치가 제시된 것이 특이할만하다.

2.2 헬리콥터 외부소음 시험 방법

헬리콥터의 외부소음 측정 방법 중에서 민간규정과 군사규정의 차이는 첫째로 기동(이륙, 접근, 수평비행 vs. 제자리비행, 수평비행)이고 둘째로는 민간규정은 감각 소음 효과 데시벨(EPNdB, Effective Perceived Noise Decibels)를 사용하고, 군사규격은 dB를 사용한다는 것이다. 이런 소음의 측정단위는 측정 방법에도 영향을 미친다. 민간규격은 헬리콥터의 소음이

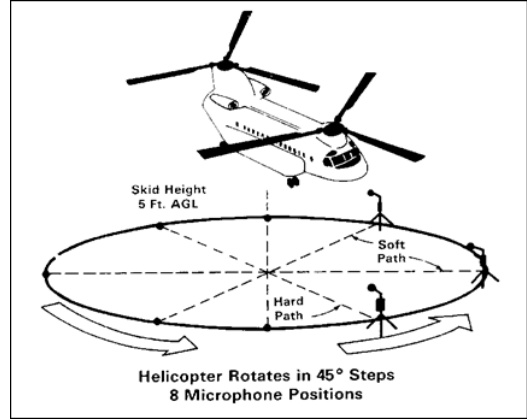


Fig. 4 Helicopter Hover Noise Test Schematic[2]

노출된 시간에 대한 영향성이 큰 파라미터가 되고, 군사 규격은 특정 순간의 Sound Pressure Level이 파라미터가 된다.

2.2.1 민간규격 시험 방법

민간규격은 이륙, 접근, 수평비행에 대해서 Fig. 1과 같이 3개의 마이크로폰을 설치하여, 마이크로폰으로부터 일정 거리 전(Fig. 2의 t(1))부터 측정을 하여, 마이크로폰을 지난 후(Fig. 2의 t(2)) 까지 레코드하여 EPNdB를 계산하게 된다. Fig. 2는 수평비행(Fly over)시의 소음의 시간에 대한 history이다. 수평비행시 속도는 일정하기 때문에 시간은 거리에 비례하게 된다. Fig. 3은 EPNdB를 구하는 방법을 순서도를 그린 것이다. PNL(Perceive Noise Level)를 구하고 T1과 T2 구간에 대해서 적분하여 EPNdB를 구하게 된다.

민간 소음 기준 중 가장 중요한 기동은 착륙을 위한 접근(Approach)이다. 착륙을 위해 이착륙장(Heliport)에 접근시 하강을 하게 됨으로서 블레이드 팁에서 발생한 와류가 뒤따라오는 블레이드에 부딪히는 블레이드와류간섭현상(BVI, Blade Vortex Interference)이 발생하게 되어 더 큰 소음을 유발하게 된다.

2.2.2 군사규격 시험 방법

Fig. 4는 Ch-47 헬리콥터의 제자리비행시 외부소음 측정 방법에 대한 개략도이다. 1.2m 정도 높이의 마이크로폰 시스템을 45도 간격으로 설치하고, 방위각 전 영역에 대한 외부소음을 측정하기 위하여 45도 간격으로 회전함으로써 소음을 측정할 수 있다. 제자리 비행 시 소음 획득을 위해서 항공기의 고도와 마이크로폰의 위치는 군용항공기의 크기, 임무와 관련되어 정의되어야 할 것으로 보인다. 수평비행은 민간규격의 시험 방법과 비슷하나, 저고도에서 수행하고 마이크로폰 또한 이를 위해 더욱 가까이 설치해서 시험을 하게 된다.

Table 1 Example of Military External Noise Level

주파수 (Hz)		음압 수준 (dB) (dB 기준 = 0.0002 dynes/cm ²)	
Octave (Hz)	Center (Hz)	Hover	Cruise
총계 Overall		9 ₋	1 ₋₋
22.4 - 44.7	31.5	8 ₋	9 ₋
44.7 - 89.2	63	8 ₋	9 ₋
89.2 - 178	125	8 ₋	9 ₋
178 - 355	250	8 ₋	9 ₋
355 - 709	500	8 ₋	8 ₋
709 - 1410	1000	8 ₋	7 ₋
1410 - 2820	2000	8 ₋	7 ₋
2820 - 5630	4000	7 ₋	7 ₋
5630 - 11200	8000	7 ₋	7 ₋

(Overall은 22.4-11200Hz 주파수대의 모든 에너지의 총합)

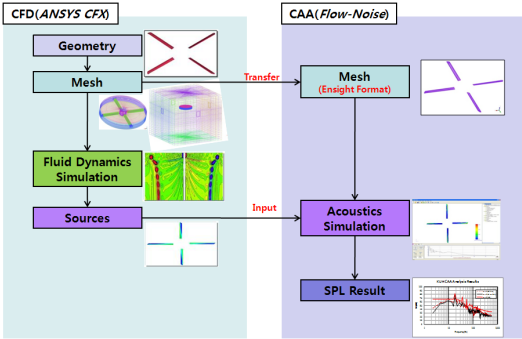


Fig. 5 CFD Analysis & CAA Analysis Process

소음데이터는 EPNdB처럼 시간에 대해 적분하거나, Weight 를 취하지 않고, Sound Pressure level로 분석하여 사용한다.

3. 헬리콥터 전산공력소음해석 방법

전산모사를 통한 공력소음해석을 하기위해서는 정확성이 높은 LES(Large Edge Simulation)나 DES(Detached Edge Simulation)방법 등과 같이 많은 컴퓨팅 자원과 계산시간을 요구하는 방법이 있다. 그러나 일반적인 유동해석과는 달리 비정상현상이 지배적이고 소음원이 각 주파수에 따른 소음수준을 가짐으로 반드시 비정상(unsteady) 해석을 수행해야 한다. 또한 헬리콥터의 로터는 회전운동뿐만 아니라 플레핑(flapping), 패더링(feathering)과 같은 모션이 복합적으로 일어나기 때문에 공력소음을 전산해석으로 수행하는데 많은 어려움이 있다.

일반적으로 헬리콥터에 대한 전산공력소음해석 방법은 다음과 같다.

1) Comprehensive transient CFD analysis: 소음장 전체를 전산유체해석 툴을 이용하여 모델링하고 계산하는 방법으로, 많은 컴퓨팅 자원과 계산시간이 소요된다. 전산유체해석을 위한 유동장의 크기는 속도영역과 특성에 따라 다르지만 일반적으로 대상체의 7배~10배 정도의 유동장이 필요로 한다. 하지만 소음의 경우에는 Receiver의 위치가 대상으로부터 멀리 떨어져 있는 경우가 많다. 따라서 매우 큰 유동장을 대상으로 고 해상도의 수치해석이 필요로 하므로 매우 많은 컴퓨팅 자원과 시간이 필요로 하게 된다. 소음장을 직접적으로 모사 하므로써, dipole 뿐만 아니라 quadrupole에 대한 해석 모두 가능하다는 장점이 있지만, 빠른 결과를 원하는 산업분야에 적용하기에는 비현실적이다.

2) Couple CFD with CAA: 전산유체해석 툴과 전산공력소음해석 툴을 이용하여 해석하는 방법. 소음원(Noise source)이 되는 대상체 근처는 전산유체해석 툴을 이용하여 해석을 하

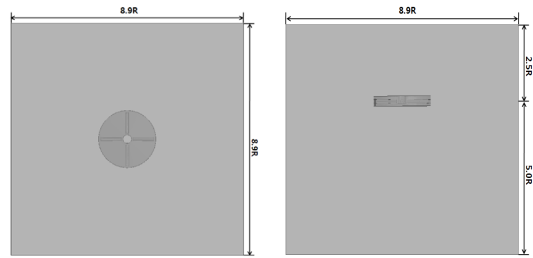


Fig. 6 Main Rotor Outer Boundary Information

고, 유동장을 넘어서는 소음장에 대한 해석은 전산공력소음 툴을 이용하여 파동방정식(wave equation) 풀어서 해석하는 방법이다.

3) CFD plus Acoustic Modeling: 소음원 근방은 전산유체해석 툴로 계산하고, Reciver 혹은 Mic. 까지의 소음의 전파는 FW-H eq.(Ffowcs-Williams and Hawkins)을 이용하여 계산하는 방법이다. 방법 1)과 2)에 비해서 더욱 빠르게 계산할 수 있으나, 강체나 포러스(Porous) 대상에 대한 반사(Reflection), Scatter, 전파(Propagation) 그리고 유동에 대한 영향을 고려할 수는 없다.

4) Acoustics Estimation from Local Turbulence Scales: 헬리콥터 블레이드 공력소음 해석시 free wake 방법을 이용하여 후류를 모델링하고, 두께소음과 하중소음을 FW-H eq.을 통해서 해석하는 방법으로, 계산시간은 빠르나 정확도에는 제한이 있다는 단점이 있다.

헬리콥터 로터에 대한 소음원의 직접적인 해석은 위와 같이 4가지의 방법이 사용이 된다. 헬리콥터 비행 절차에 따른 환경 소음 해석을 위해서는 'HELENA'라는 툴과 같이 소음 footprint를 해석하고 소음이 가장 적은 비행방법(Flight procedure)를 해석하는 방법 등이 있다.

4. 공력 해석 및 공력 소음 해석

본 연구에서는 헬리콥터 주로터에 대한 전산공력소음해석의 예로 UH-60 메인로터에 대하여 상용 전산유체역학 툴인 ANSYS CFX을 이용하여 비정상(Unsteady)해석을 수행하여, 블레이드 표면에서 발생하는 압력차로 인한 소음원을 추출하고, FW-H eq.에 기반을 둔 전산공력소음해석툴인 FlowNoise를 이용하여 소음해석을 수행하였다. 비행조건은 제자리 비행시 OGE(Out Groud Effect) 상태를 모델링하여 그 결과를 보였다.

4.1 공력 해석 및 공력 소음 해석 방법

앞서 설명한 공력 소음 해석 방법 중 "3) CFD plus

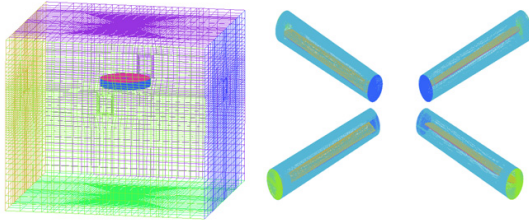


Fig. 7 Main Rotor Outer & Inner Mesh Geometry

Acoustic Modeling"의 방법을 이용하여 로터에서 발생하는 공력소음을 해석하였다. 유동해석을 위해 메인로터 반경의 약 9배의 유동장을 갖는 4개의 블레이드에 대해 정상상태(Steady state) 해석을 수행하여 수렴시킨 후, 공력소음해석을 위해 시간에 대해 해석 - 비정상상태(Unsteady state) -를 수행하였다. 비정상상태의 해석은 각 time step마다 2°의 회전을 하며, 각 time step마다 8번의 sub-iteration을 수행하였고, 정상수렴 상태에서부터 3 rev.를 수행하여 공력소음해석을 위해 데이터를 사용하였다. Fig. 5는 공력소음해석 절차를 간략히 도식화하였다. 먼저 전산유체역학(CFD) 툴을 이용하여 유동장의 계산격자를 구성하고 블레이드에 대하여 공력해석을 수행하였으며, 이 결과를 전산공력소음해석(CAA) 툴에 적용하여 사용자가 원하는 위치에서 소음의 크기를 예측하였다.

4.2 해석 유동장 및 격자계 구성

Fig. 6은 유동장 해석을 위한 메인로터 블레이드 주변의 원방경계에 대한 형상을 나타낸 그림이다. 유동장의 크기는 주로터 반경의 약 9R이며, 로터의 윗부분(Upper)과 아랫부분(Bottom)은 각각 2.5R과 5.0R로 설정하였다.

Fig. 7은 원방경계의 격자와 실린더 형태로 블레이드를 감싸고 있는 유동장을 모델링한 격자를 보여주고 있다. 전체 유동장은 사각형의 정렬격자(Structured Hexagonal Mesh)를 사용하였다.

계산 격자 정보는 아래와 같다.

- Mesh Type : Structured Hexagonal Mesh
- Total Mesh : 2.3M Node
- Blade Cylinder Region Mesh: 1.56M
- Blade Outer Region Mesh : 0.83M

4.3 해석 조건

4.3.1 공력해석 조건

공력해석은 먼저 정상상태(Steady State)로 블레이드 주변의 유동장을 발달시켜 수렴한 후, 비정상 상태(Unsteady State)로 2°씩 3rev.를 회전하였다. 이때 공력해석 조건은 아래와 같다.

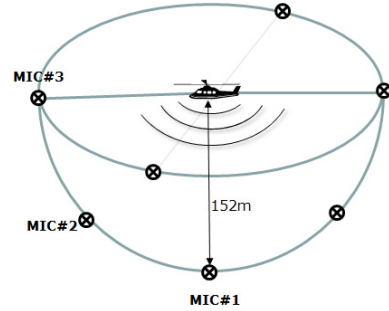


Fig. 8 Hovering Noise Flight Test Schematic

- CFD tool : ANSYS CFX
- Blade No. : 4
- Collective Pitch Angle : 10.5°
- Solver : Unsteady 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

4.3.2 공력소음해석 조건

4.3.1의 공력해석을 통한 결과로부터 블레이드 표면에서 발생한 압력을 FW-H eq.를 이용하여 소음장에 대한 공력소음계산을 수행하였다[3]. Fig. 8은 공력소음의 크기를 측정하기 위한 마이크론의 위치를 나타낸 그림이다. 마이크론은 항공기로부터 152m 떨어진 직하방(Mic #1), 하방측면(Mic #2) 그리고 측면(Mic #3) 위치한다.

4.4 해석 결과 분석

공력해석은 약 10ton의 제자리비행에 필요한 추력을 얻기 위한 컬렉티브 피치 10.5°조건에서 수행되었다. Table 2는 UH-60의 제자리 비행 시 공력해석 결과를 참고문헌[4]의 실험치와 비교한 결과로, 추력은 실험치와 동일하고 동력은 10% 정도 크게 예측이 되었다. 따라서 제자리비행 성능인 F.M.은 9.7%정도 감소된 결과를 볼 수 있다.

Fig. 9는 추력계수에 대하여 제자리 비행성능을 도시 하였다.

하중소음>Loading noise)은 블레이드표면의 압력 변화에 의한 소음이고, 이를 정확하게 모사하기 위해서는 추력이 잘 예측되어야 한다. 따라서 공력해석 결과, 제자리비행성능 관점에서는 9.68%의 차이를 보이지만 블레이드의 항력에 의한 동력의 차이로 인한 결과이고 추력은 실험치와 동일한 결과를 가짐으로 공력소음예측에 문제가 없을 것으로 판단된다.

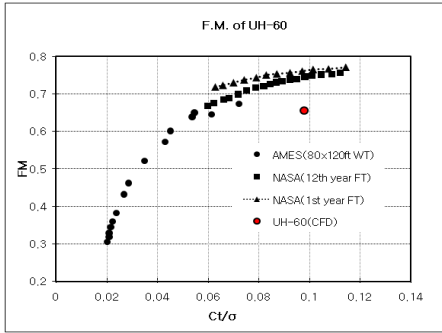


Fig. 9 Hovering Performance Comparison Exp. with CFD for UH-60

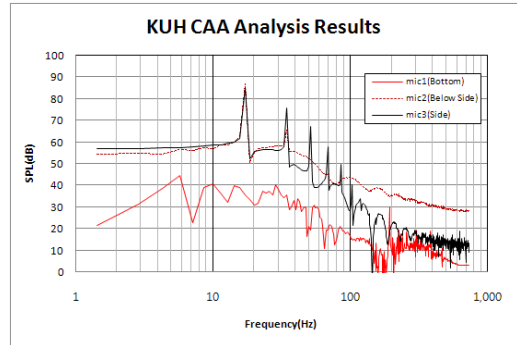


Fig. 10 UH-60 Main Rotor Aero-Acoustic Analysis Result in Hover

Fig. 10은 전산유체해석을 통해 계산되어진 UH-60의 소음 해석을 수행한 결과이다. UH-60의 noise peak의 harmonic은 1/rev~4/rev가 잘 포착되었고, 각각 87dB(17.2hz, 1/rev), 75.7dB(34.5hz, 2/rev), 67.1dB(51.7hz, 3/rev), 57.9dB(68.9hz, 4/rev)로 최대값은 1/rev에서 87dB이다.

그러나 사람의 청각은 저주파 영역에서 잘 인지하지 못하므로 주로터의 100hz 미만의 사운드는 실제 헬리콥터 소음에서는 작게 들린다. 따라서 Fig. 10의 결과에 A Weighting를 취하여 dBA를 Fig. 11에서 나타내었다.

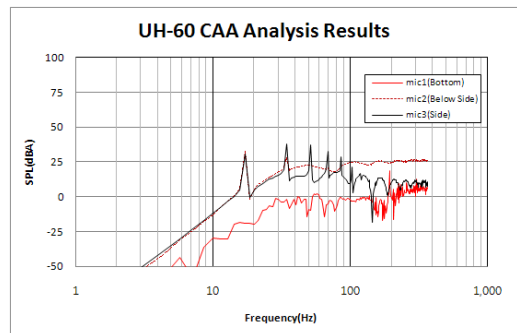


Fig. 11 UH-60 Main Rotor Aero-Acoustic Analysis Result in Hover(A Weighting)

Fig. 10-11을 통하여서 UH-60의 메인로터 블레이드에 대한 제자리 비행시의 공력소음 크기를 예측할 수 있었으나, UH-60에 대한 외부 소음 데이터의 부재로 검증에 위한 정량적인 비교는 이루어지지 않았다.

5. 결 론

본 연구를 통하여 헬리콥터에 적용되는 외부 소음 규격과 외부 소음 시험 방법을 알아보고, 민간규격과 군사규격의 목적 및 차이를 분석하였다.

또한 대표적인 헬리콥터 외부 공력 소음해석 방법 들을 제시하였고, 정확도와 소요되는 자원 대비 산업(Industrial)분야에서 적합한 방식인 "CFD plus Acoustic Modeling" 방법을 통하여 UH-60에 대한 제자리비행 시 공력소음 해석을 제시하였다. 검증할 데이터의 부재로 직접적인 공력소음해석 결과의 옳고 그름을 판단할 수는 없지만, 정성적으로 일반적인 헬리콥터 공력소음의 형태와 일치하는 것으로 해석결과가 타당한 것을 알 수 있다.

Table 2 Analysis Result of UH-60 for Hover Flight

	Thrust(N)	Power(Kw)	F.M.
Exp.	101,596	1965.1	0.73
CFD	101,688	2178.6	0.66
Deviation(%)	0.1	10.8	-9.68

참고문헌

- [1] 1984, Sept., J. Steven newman, Edward J. Rickley, Kristy R. Beatie and Tyrone L. Bland, "Noise Measurement Flight Test for Aerospatiale AS 350D AStar Helicopter Data and Analysis," *FAA-EE-84-05*.
- [2] 1984, Sept. J. Steven newman, Edward J. Rickley, Tyrone L. Bland and Kristy R. Beatie "Noise Measurement Flight Test for Boeing Vertol 234 / Ch 47-D Helicopter: Data and Analysis," *FAA-EE-84-7*.
- [3] 2006, 3-6. Dec. Kim, W., Jeon, W.-H., Cho, J.-H., Shin, D.-S. and Kim, H., "Numerical study on the noise generation of the axial flow fan in a refrigerator," *Inter-Noise 2006*, Honolulu, Hawaii, USA.
- [4] 2002, June 11-13, Thomas, R.N., Patrick, M.S., Cahit, K., Stephen, A.J. and Alex, S., "Low-Speed Wind Tunnel Investigation of a Full-Scale UH-60 Rotor System," *AHS 58th Annual Forum*, Montreal, Canada.