

KARI의 헬리콥터 로터 소음관련 기술개발 현황 Status of Helicopter Rotor Noise Technology Development in KARI

황창전† · 정기훈* · 송근웅* · 주진* · 이욱**

Changjeon Hwang, Kihoon Chung, Keunwoong Song, Gene Joo, Wook Lee

Key Words : Helicopter Noise(헬리콥터 소음), Main Rotor(주로터), Tail Rotor(꼬리 로터), Noise Reduction Technology(소음저감 기술), Status(현황), KARI(한국항공우주연구원)

ABSTRACT

Helicopter noise has been considered as one of major design factors like a performance and safety since the public acceptance, comfortability and stealth aspects were important for customers. According to the airworthiness regulation, the noise levels in three different flight conditions shall comply with the specific limits. Main and tail rotors noise is most dominant in far field due to the low and mid range frequency characteristics. It is an air-born noise so that the accurate aerodynamic data is necessary for the accurate noise prediction. In KARI, low noise main and tail rotors as well as analysis codes have been developed since 2000. The approach for low noise main rotor is a kind of tip modifications, so called twin vortices tip to reduce the BVI noise. Analysis results show the 9.3dB reduction in terms of pseudo EPNL. The uneven spacing concept is applied for low noise tail rotor. Three or four decibel noise reduction is achieved by new optimized uneven spacing. Rotor noise and aerodynamic prediction codes have been improved also.

1. 서 론

헬리콥터의 소음 문제는 크게 기내소음과 환경소음으로 분류하여 생각할 수 있으며, 기내소음은 승객의 안락감, 제품 경쟁력 등의 면에서, 환경소음은 법규정에 따른 소음인증 및 운항제한, 제품경쟁력 그리고 군용기의 경우 은닉성 등에서 이슈가 되어 왔다. 특히 민간 항공기의 형식증명을 위해서는 ICAO Annex 16이나 FAR Part 36에 따른 소음증명이 필수적이며, 최대인증이륙중량 7,000lb급 이상 헬리콥터의 경우 이륙, 수평비행, 착륙접근 비행시에 소음수준을 EPNL로 측정하여 기준치 이하임을 증명해야 한다.

헬리콥터의 주요 소음원으로는 Fig.1에 도시된 바와 같이 주로터 및 꼬리로터, 엔진과 동력전달계통을 꼽을 수 있다. 특히 이중에 로터소음은 일반적인 두께, 하중소음 이외에 HSI(High Speed Impulsive)와 BVI(Blade Vortex Interaction) 소음의 충격소음을 특징으로 한다⁽¹⁾. 아울러 Fig. 1 하단의 전형적인 헬기소음 스펙트럼을 보면 환경소

음에서 중요한 원인으로 전파하는 저주파 소음성분은 주로 주로터 및 꼬리로터 소음이며, 엔진, 동력전달계통 소음은 상대적으로 고주파여서 환경소음 보다는 기내소음의 주요 원인이 된다⁽²⁾. 한편 소음원의 방향성에 따른 분석에 의하면, 이륙, 수평비행시에는 꼬리로터 소음이나 엔진 소음 등이 주요하며, 착륙접근 비행시는 BVI 소음이 주요 소음 현상이 된다. 그러므로 헬리콥터나 회전익기의 경우 로터 소음을 저감시키는 것이 전체 소음저감에 지배적인 역할을 하게 된다.

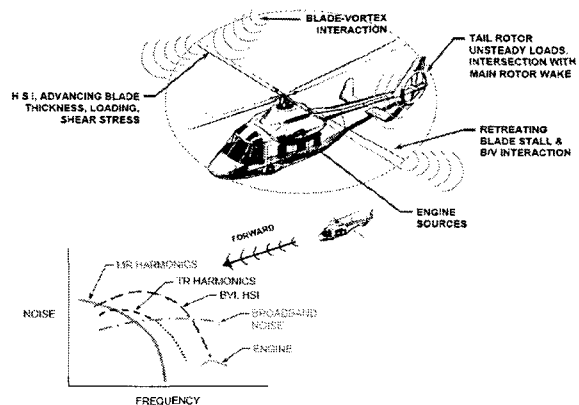


Fig. 1 Helicopter Noise Source and Spectrum⁽²⁾

† 책임저자, 한국항공우주연구원
E-mail : chwang@kari.re.kr
Tel : (042)860-2363, Fax : (042)860-2006

* 한국항공우주연구원

** 충남대학교

또한 로터 소음은 대표적인 공력 발생 음향 현상으로 정확한 소음 예측을 위해서는 정확한 비정상 공기력 데이터가 필요하게 된다.

본 논문에서는 해외 기술개발동향에 대하여 소개하고, 한국항공우주연구원에서 2000년 이후 수행하였던 다양한 로터 소음관련 기술개발 현황을 소개하고자 한다.

2. 로터 저소음화 접근방법 및 해외동향

2.1 로터 저소음화 접근방법

로터 저소음화 기법에는 수동적인 방법(PNC, Passive Noise Control)과 능동적인 방법(ANC, Active Noise Control)으로 구분할 수 있다. 먼저 수동적인 방법으로는 로터 깃단속도($\propto NoiseLevel^{1/3}$) 저감, 블레이드 개수($\propto NoiseLevel^{-2}$) 증가, 로터면적($\propto NoiseLevel^2$) 저감, 총중량($\propto NoiseLevel$) 감소 등을 먼저 고려할 수 있으나⁽²⁾, 이 파라미터 들은 헬리콥터를 정의하는 중요한 설계 변수로 소음 뿐 만 아니라 성능, 구조동역학 등 타 분야에의 영향이 크게 되어 신규 헬기 설계 시에나 고려 가능하지 기존 헬기 개량 등에는 고려하기 어렵다. 비교적 용이하게 기존 헬리콥터에도 적용가능한 방법이 깃단 형상 수정법이다. 기본 개념은 BVI 소음 저감을 위해서 깃단 와류의 세기를 감소시키거나, 와핵 크기를 늘리거나 후행 블레이드와의 이격거리(mis-distance)를 증가시키기 위하여 깃단 형상을 변경하는 방법이다. Fig. 2는 다양한 깃단 형상 변경 개념들을 보여 주고 있다. 그 외에 수동적인 방법으로 블레이드 간 간격을 비등간격으로 하여 소음의 스펙트럼 특성을 변경시켜 주관적인 소음수준을 낮추는 방법이 있다.

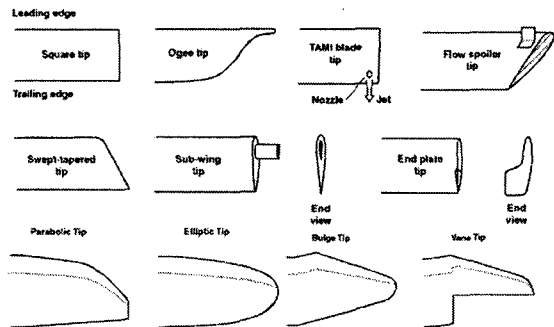


Fig. 2 Various Tip Shapes for BVI Noise Reduction⁽¹⁾

다음으로 능동적인 방법으로는 전체 블레이드의 피치각을 특정 주파수와 위상각으로 교란하여 이격거리를 증가시켜 소음을 낮추는 HHC(Higher Harmonic Control) 방법과 개별 블레이드 별로 서로 다른 피치각 조종을 가능케 하는 IBC(Individual Blade Control) 방법이 있다. IBC 방법에는 구동방법 및 피구동 장치에 따라 피치링크 구동법, TEF(Trailing Edge Flap), LED(Leading Edge Droop),

Active Flap, Active Tap, Active Twist 등의 방법이 연구 개발 중에 있다⁽¹⁾. 이외에 기타 방법으로는 스핀방향이나 시위방향으로 깃단 유동을 배출하는 방법⁽⁴⁾이나, 착륙접근 비행시 비행경로를 소음피해면적이 최소화되는 경로를 설정하는 비행경로법⁽³⁾ 등이 있다.

2.2 국외 기술개발 동향

저소음 로터를 설계하기 위해서는 먼저 정확한 해석기법이 기본이고, 특히 로터 소음은 대표적인 공력 발생 음향 현상으로 정확한 소음해석을 위해서는 정확한 공력해석이 선행되어야 한다. 정확한 로터 공력해석을 위해서는 고정익과는 달리 깃단 와류를 포함한 후류에 대한 정확한 모사가 선행되어야 한다. 그러므로 공력해석, 소음해석 기법 개발은 로터 소음관련 기술개발의 주요 항목이며, 미국, 유럽, 일본 등 기술선진국들은 해석기법 개발에 상당한 자원을 투입하고 있다. 먼저 소음해석기법으로는 대부분 FW-H 방정식에 기반하여 프로그래밍을 용이하게 정식화한 Farassat의 Formulation 1A에 기반한 코드가 주류를 이루며, HSI 소음 해석 등을 위해 Kirchhoff 방법도 함께 사용한다. 미국의 WOPWOP이나 RAPP, 프랑스 ONERA의 PARIS, 독일 DLR의 AKUROT, 영국 WHL의 DEAF 등이 대표적인 코드이다. 특히, 미국 PSU의 WOPWOP-PSU는 헬리콥터 기동시 소음까지 예측할 수 있도록 확장하였다. 소음해석을 위한 공력데이터는 공력해석의 결과나 시험데이터를 이용하게 된다. 일반적인 공력해석기법이 사용되는 성능, 공단성 계산용 공력 모델로는 BVI 소음을 예측할 수 없기 때문에 최소한 고해상도의 공기력 예측을 위한 자유후류기법이 필요하게 되는데, 대표적인 것으로는 미국 UMD의 FVW나 CDI의 CHARM, 영국 WHL의 ACROT 등이 알려져 있으며, Full Potential식의 해를 이용하기도 하며, Euler나 NS 방정식의 해를 공력데이터로 이용하는 경우도 있다. Euler나 NS 방정식을 해석하는 로터 CFD 코드로는 미국의 TURNS가 미국에서는 널리 사용되고 있으며, VCM (Vortex Confinement Method), DRP (Dispersion Relation Preserving) 등의 방법을 이용하여 후류를 직접 포착하려는 연구도 진행 중이다.

한편 헬리콥터 소음의 환경 영향 분석이나 벌금부과, 토지 이용계획 수립 등을 위하여 미국, 유럽 등 기술선진국은 헬리콥터 소음 모델링(Helicopter Noise Modeling) 연구를 진행하고 있다. 미국의 경우 FAA와 Volpe 국립기술센터가 주관하여 INM 7.0을 개발하였고, INM 6.2의 100여개 항공기 소음데이터에 16개의 헬리콥터 소음데이터를 더하여 다양한 소음단위(Noise Metric)에 따라 지면에서의 소음영향도(Noise Footprint)를 예측한다. 영국 QinetiQ도 HELIACT/ HAMSTER을 이용하여 유사한 업무를 수행한다.

소음저감 로터로 실용화되거나 실용화에 근접한 개념으로는 유폴콥터사의 포물형 깃단형상 주로터 및 비균등 간격

덕트형 꼬리로터, 보잉사의 비군등 간격 꼬리로터 등이 실용화된 사례이며, 보잉의 능동형 플랩은 지상 헬다워 시험 중이다. 독일 DLR은 피치링크 구동 IBC를 Bo105 기술시험기에 장착하여 비행시험한 바 있으며, TEF, Active Tab 등 대부분의 능동적 방법은 아직 축소모델 로터에 적용하여 실험실 수준의 시험 중이다.

3. KARI의 저소음 주로터 기술개발

2001년부터 KARI가 주관이 되어 차세대 주로터 시스템 개발을 수행한 바 있다. 차세대 로터 시스템은 현재 운용 중인 11,000lb급 헬리콥터의 기존 로터를 개량할 수 있는 고성능, 저소음, 저진동, 고안정 로터이다. Table 1에 요약되어 있듯이 적용대상 헬리콥터는 이륙이나 수평비행시는 소음수준에 여유가 4dB이상 있으나, BVI 소음이 지배적인 착륙접근 비행시는 0.2dB 밖에 여유가 없어 규제가 보다 강화되어 가는 환경소음 기준에 대한 대비가 필요하다⁽⁵⁾.

Table 1 Noise Level and Margin of Target Helicopter (unit : EPNdB)

Flight Regime	Measured	Req'd	Margin
Take-Off	92.0	96.9	4.9
Level Fly-Over	91.7	95.9	4.2
Approach	97.7	97.9	0.2

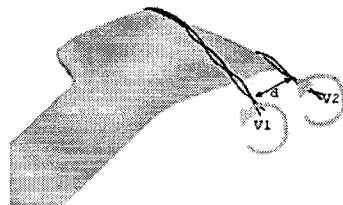
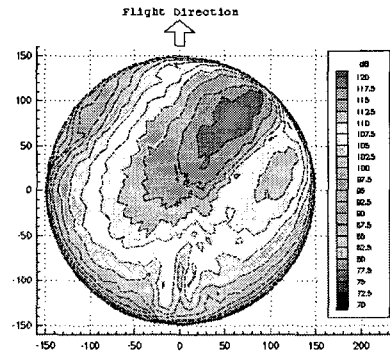


Fig. 3 NRSB Tip Shape Concept

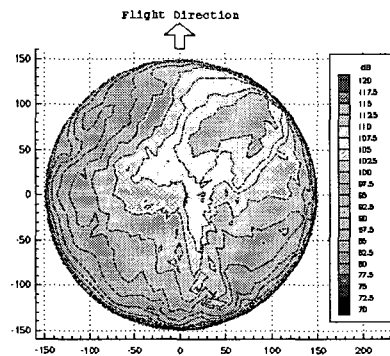
소음 저감 접근방법으로는 국내에서 처음으로 연구개발하는 로터이며, 기존 로터를 교체하는 제약조건을 고려하여 저소음화 적용기술로 깃단형상 수정방법을 적용하였고, 특히 BVI소음 저감에 효과가 좋은 것으로 알려진 베인 깃 형태를 적용하나, 성능의 타월함을 입증받은 BERP 블레이드에 적용하는 방법을 채택하였다. Fig.3는 차세대 로터 블레이드(NRSB)의 개념도를 보여주는데 하나의 강한 깃단 와류를 2개의 약한 와류로 분리하여 BVI소음을 저감시키는 것이 개념의 핵심이다.

Fig.4는 영국 Westland사의 소음해석 코드인 ACROT 및 DEAF를 이용하여 해석한 착륙접근 비행시 소음수준 등고선의 대표적인 결과를 보여 주고 있다. Fig.4의 (a)는 기존 블레이드의 경우이고, (b)는 동일크기의 쌍와류가 5%R 떨어져서 생성된 경우의 소음해석 결과이다. Pseudo EPNL 기준으로 최대 9.3EPNLdB 저감효과를 갖는 것으로 예측되

었으며, 해석 툴의 부정확성을 고려하더라도 상당량의 저소음화를 달성할 수 있었다⁽⁵⁾. Fig.5는 예비해석 결과에 따라 설계한 NRSB의 축소모델을 회전시험대에 장착한 모델을 보여준다⁽⁶⁻⁷⁾. 동 NRSB가 가장 큰 효과를 보이는 BVI 소음 저감 효과를 평가하기 위해서는 무향풍동에서의 로터 회전 시험이 요구되나, 아직 수행되지 않았다.



(a) Baseline Tip



(b) NRSB Tip

Fig. 4 Preliminary Noise Prediction Results

Fig.6은 소음해석을 위해 필수인 공력데이터를 예측하기 위한 KARI에서 지속적으로 개량 중인 자체 FVW 코드의 전형적인 결과를 도시하고 있다. 동 코드는 시간 적분 방식의 FVW 코드로써 정확한 비정상 공기력을 모사하고 있으며, 현재 트랩계산 루틴 및 블레이드 강제 운동 모사 루틴까지 고려되어 있으며, 여러 검증 결과는 국내외 학회지 및 학술발표회에 발표한 바 있다⁽⁸⁻⁹⁾. Fig. 7은 소음해석 코드 검증을 위하여 대표적인 헬리콥터 로터 BVI 소음 시험결과인 OLS (Operational Loads Survey) 형상의 경우에 대하여 시험치와 예측치를 비교하여 보여 주고 있다⁽¹⁰⁾. 통상 성능 해석을 격자점보다 소음해석을 위해서는 8배 이상의 격자점이 블레이드 상에 요구된다. 예측결과는 CFD 해석 결과보다 매우 합리적으로 소음을 예측함을 알 수 있다⁽¹⁰⁾. 현재는 분할된 깃단 와류의 생성 및 그에 따른 소음 특성의 변화를 예측하고 현상을 비교 분석할 수 있도록 해석 코드를 Upgrade하고 있다⁽¹¹⁾.

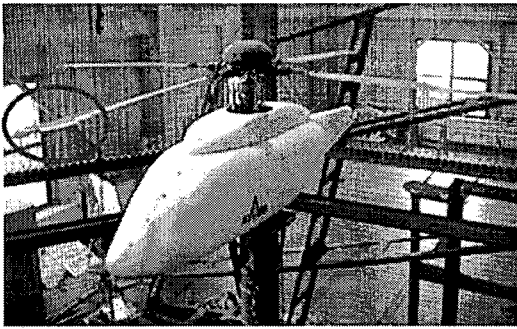


Fig. 5 Small Scale Rotor Test

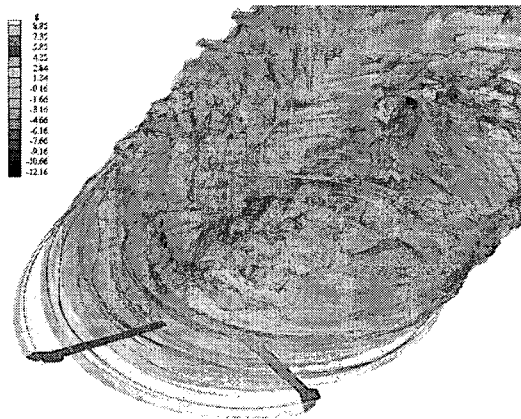


Fig. 6 Free Vortex Wake Analysis Results

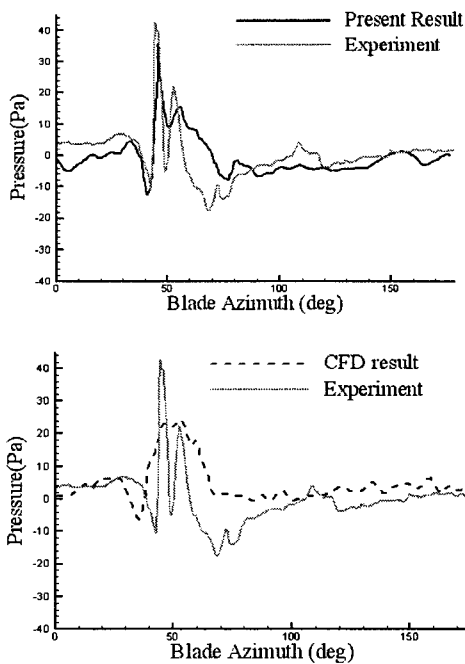
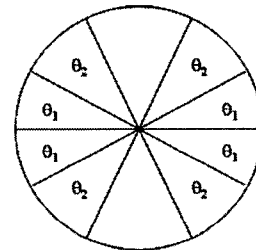


Fig. 7 BVI Noise Prediction Code Validation

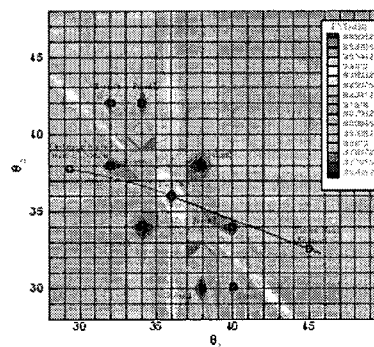
4. KARI의 저소음 꼬리로터 기술개발

KARI에서는 2001년부터 고안전 저소음 꼬리로터 기술개발을 위해 테일팬 로터 기술개발을 수행하고 있다. 현재 운용 중인 11,000lb급 헬리콥터의 전통적인 꼬리로터를 대체하기 위한 고안전성의 덕트형 꼬리로터, 일명 테일팬 시제를 개발하며 기술을 확보하는 것이다. 동 연구에서 저소음화 접근방법은 비등간격 블레이드를 이용하는 것으로 정하였고, 첫 번째 시제는 10개 블레이드를 등간격으로 설계/제작하여 기준형으로 하였고, 두 번째 시제는 비등간격으로 제작/시험하고, 기준형과의 차이를 비교 분석하며 해석코드를 검증할 수 있는 시험 데이터를 확보하였다.

Fig.8(a)는 비등간격 설계를 하기 위한 설계 파라미터를 보여주고 있으며, (b)는 설계 파라미터 영역에서 PNL 분포를 보여 주고 있다. 등간격의 경우(36°)가 가장 높은 소음수준을 나타냄을 알 수 있으며, 여러 가지 국소 최소값이 존재함을 알 수 있다⁽¹²⁾. 블레이드 피치각도를 총괄적으로 조종하는 스파이크의 구조적인 제약조건을 고려하여 동 연구에서는 Fig. 9와 같은 비등간격 값을 채택하였다.



(a) Design Parameters



(b) PNL Contours in Parameter Domain
Fig. 8 Uneven Spacing Design Trade-Off

제작된 시제는 Fig.10과 같이 테일팬 성능시험장치에 장착되어 제자리 비행조건 시험(지상시험) 및 측면/전진/후진 비행조건 시험(풍동시험)을 수행하여 피치각, 추력, 토크 등의 성능파라미터 값을 평가하게 된다. Fig.11은 지상시험 시 측정된 소음 스펙트럼 결과를 보여주고 있다. 비등간격

격의 경우 균등에 비해 피크치의 크기가 많이 감소하고 다양한 하모닉으로 분산됨을 알 수 있다. Table 2에 요약한 바와 같이 비균등의 경우 균등에 비해 PNL은 1.5dB, PNLT는 3.8dB에서 4.5dB 감소함을 알 수 있다.

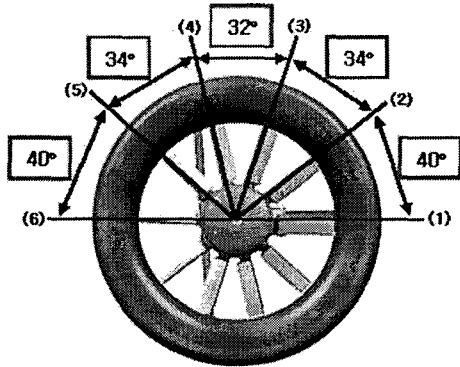
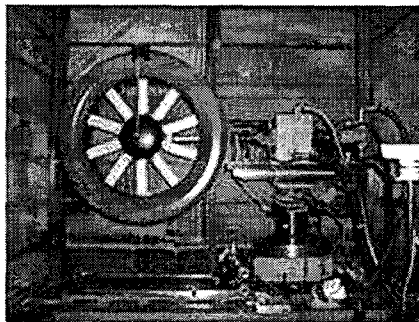
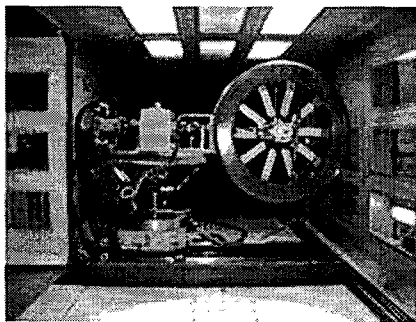


Fig. 9 Final Uneven Spacing Configuration



(a) Ground Test

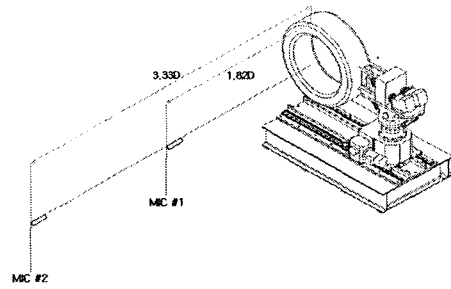


(b) Wind Tunnel Test

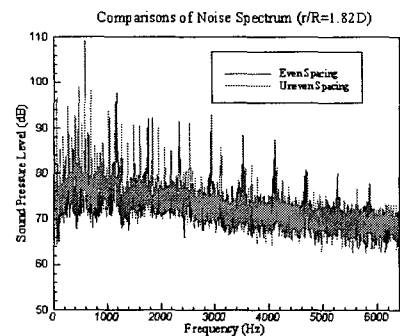
Fig. 10 Tail Fan Test Rig

5. 결론 및 향후계획

KARI에서는 헬리콥터 로터 소음 관련 기술, 즉 저소음화 기법 기술 뿐만 아니라 해석기술 및 시험기술 등 다양한 분야에서 기술개발 활동을 활발히 진행하고 있다. 향후 능동형 소음저감기법과 시험평가 분야 기술개발에 더욱 노력이 필요하다고 사료한다. 아울러 실용화를 위한 기술시연 비행시험 등이 요구된다.



(a) Microphone Position



(b) Noise Spectrum of Even and Uneven Spacings

Fig. 11 Tail Fan Noise Test(Ground Test)

Table 2 Measured Noise Level at 1.82D (unit : dB)

Test Conditions	Even(A)	Uneven(B)	$\Delta(A-B)$	
25 deg	PNL	125.3	123.0	1.4
	PNLT	131.1	127.3	3.8
30 deg	PNL	127.3	125.8	1.5
	PNLT	132.8	128.3	4.5

후 기

본 연구는 “회전익기 로터시스템 소음진동 저감 혁신기술 연구(NRL)”과제의 일환으로 수행된 결과이다.

참 고 문 헌

- (1) Yu, Y.H., 2000, "Rotor Blade-Vortex Interaction Noise," Progress in Aerospace Sciences, pp.97~115
- (2) Pike, A, 1981, "Helicopter External Noise Prediction", WHL Internal Report
- (3) Edwards, B. and Cox, C., 2002, "Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-SILENT Program," NASA CR 2002-211650
- (4) Coton, F.N. et al., 2001, "An Investigation of the Effect of Tip Vortex Mass Injection on Blade Vortex

Interaction," The 27th European Rotorcraft Forum

(5) Hwang, C. and Joo, G., 2003, "Parametric Study for the Low BVI Noise Rotor Blade Design", *KSAS International Journal*, Vol.4, No.1

(6) 이관중, 황창진, 주진, 2003, "차세대 로터블레이드 형상정의 및 공력소음 해석", 항공우주기술 제2권 제1호

(7) 이관중, 황창진, 김재무, 주진, 2003, "차세대 로터블레이드(NRSB-I)의 제자리 비행성능 해석", 한국항공우주학회지 제31권 제7호

(8) Chung, K., Hwang, C., Park, Y. and Lee, D.J., 2005, "Numerical Predictions of Rotorcraft Unsteady Air-loadings and BVI Noise by using a Time-Marching Free-Wake and Acoustic Analogy", The 31st European Rotorcraft Forum

(9) 황창진, 정기훈, 박중용, 최석, 2006, "회전익기 로터 유입류 예측기법 비교 연구", 한국항공우주학회 춘계발표회

(10) 정기훈, 황창진, 이덕주, 2006, "자유후류기법에 의한 고해상도 공기력과 음향상사법을 이용한 헬리콥터 로터 블레이드-와류 상호작용 소음 예측", 한국소음진동공학회지, 제16권 제3호, pp.291~297

(11) Hwang, C., and Chung, K., 2006, "BVI Noise Prediction of the Split Tip Vortex Rotor Using a Time Marching Free-Wake and Acoustic Analogy", The 62nd AHS International Annual Forum

(12) 정기훈, 강희정, 김해동, 황창진, 2004, "헬리콥터 테일팬용 팬-덕트의 공력소음 해석 및 소음저감연구", 항공우주기술 제3권 제1호