

1. “회전익기”란?

헬리콥터로 대표되는 회전익기(rotorcraft) 혹은 회전익 항공기(rotary wing aircraft)는 “하나 혹은 그 이상의 회전익(rotor)에서 생성된 양력(lift)으로 비행하는 공기보다 무거운 비행체”로 정의되어 있다[Ref. ADS-51-HDBK]. 여기서 비행체는 고정된 양력면(lifting surface)을 가질 수 있으나, 발생양력이 총 요구양력의 50% 미

만을 발생해야 한다. (전에 부서명이 “회전익기개발실”인 시절, 우편물에 “회전익기개발실”로 명기되어 경악을 금치 못한 적이 있는데 일반인들에게는 생소한 회전익기에 대하여 소개하는 내용으로 특집원고를 시작합니다.)

회전익기는 로터로부터 양력을 얻기 때문에 일반 비행기(airplane)와 달리 긴 활주로가 필요없이 수직이착륙(VTOL)이 가능하고, 제자리 비행이 가능한 수송기계

표 1 회전익기 분류

레벨 1	레벨 2	레벨 3				
유인 회전익기	헬리콥터					
	기타 회전익기					
무인 회전익기	헬리콥터					
	기타 회전익기					
		단일	동축반전	탠덤	싱크로터	복합형
		틸트로터		자이로콥터		
		단일		동축반전		
		틸트로터	덕트형로터	CRW	사이클로	

* E-mail : chwang@kari.re.kr / (042) 860-2363

이다. 군용으로는 공격, 수색 · 정찰, 특수운용, 대잠(ASW), 관측, 탐색구조(SAR), 기동, 수송, 훈련 등의 임무를 위해 사용되며, 민수용으로는 여객 및 화물 수송, 긴급의료 · 구조, 파종, 방재, 감시, (산불)진화 등에 활용되며, 대표적인 민군겸용(dual use)인 수송기체 체계이다.

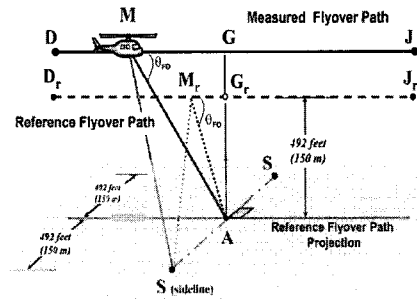
회전익기는 앞의 표 1과 같이 크게 유인 회전익기와 무인 회전익기로 대분류할 수 있으며, 각각은 헬리콥터와 기타 틸트로터, 자이로콥터, 덕트형 로터, CRW(canard rotor wing), 사이클로콥터 등 형상에 따라 세분류될 수 있다. 헬리콥터는 다시 단일 주로터-꼬리로터형(single rotor), 동축반전(coaxial)형, 탠덤(tandem)형, 싱크로콥터(synchropter)형 및 복합형(compound) 등으로 다양하게 분류될 수 있다.

회전익기는 일반적으로 비행기라 불리는 고정익기(fixed wing aircraft)와는 달리 회전하는 로터가 양력, 추력(thrust) 및 비행조종력을 모두 담당하게 되며, 로터는 회전익기 성능에 지배적인 영향력을 가진다. 그러므로 회전익기는 다양한 형식의 로터에 따라 분류할 수도 있다.

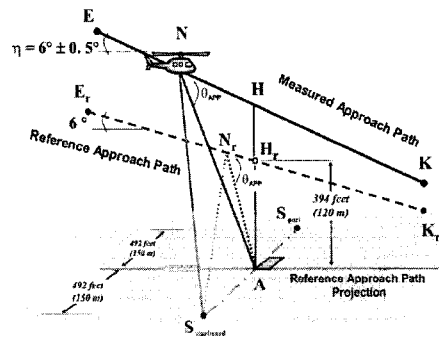
2. 회전익기의 소음문제

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 운용기의 경우 은닉성 등에서 이슈가 되어 왔다.

특히 민간 항공기의 형식증명을 위해서는 ICAO Annex 16이나 FAR Part 36에 따른 소음증명이 필수적이며, 최대인증이륙중량 7,000 lb급 이상 헬리콥터의 경우 그림 1과 같이 이륙, 수평비행, 착륙접근비행시에 소음수준을 EPNL(effective perceived noise level)로 측정하여 기준치 이하임을 증명해야 하고, 7,000lb 이하 회전익기는 수평비행조건에서 SEL(sound exposure level)을 측정하게 된다. 그림 2는 소음 제한치와 기존 회전익기의 소음수준(점으로 표시)을 보여주는데 소음제한치는 인증 최대이륙중량(MTOW)에 따라 지정되어 있고, EPNL과 SEL제한치를 선으로 표시하였다. 법규정이 조만간 3 dB 수준 강화될 계획으로 신규개발 회전익기의 경우

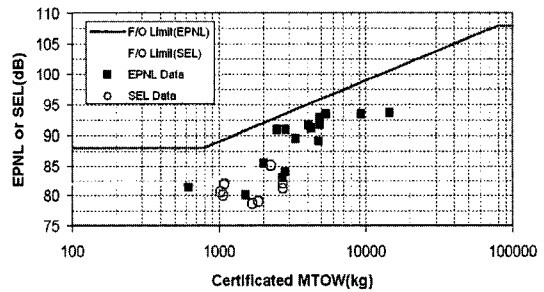


(a) 수평비행

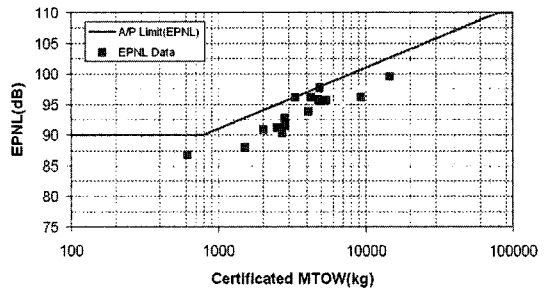


(b) 착륙접근비행

그림 1 형식증명을 위한 소음비행조건 (Ref. ICAO Annex 16)



(a) 수평비행



(b) 착륙접근비행

그림 2 기존 헬리콥터 소음수준

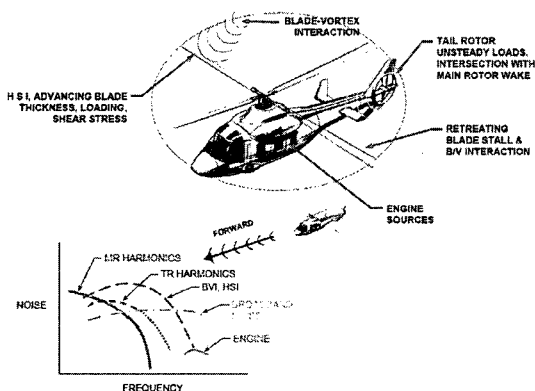


그림 3 헬리콥터 소음원 및 전형적인 스펙트럼 (Ref. Edwards et al.)

저소음 설계가 큰 이슈 중에 하나이다.

헬리콥터의 주요 소음원으로는 그림 3에 도시된 바와 같이 주로터 및 꼬리로터, 엔진과 동력전달계통을 꼽을 수 있다. 특히 이중에 로터소음은 일반적인 두께, 하중 소음 이외에 HSI(high speed impulsive)와 BVI(blade vortex interaction) 소음의 충격소음을 특징으로 한다. 아울러 그림 3 하단의 전형적인 헬기소음 스펙트럼을 보면 환경소음에서 중요한 원방(far field)으로 전파되는 저주파 소음성분은 주로 주로터 및 꼬리로터 소음이며, 엔진, 동력전달계통 소음은 상대적으로 고주파여서 환경소음 보다는 기내소음의 주요 원인이 된다. 한편 소음원의 방향성에 따른 분석에 의하면, 이륙, 수평 비행 시에는 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.

또한 로터 소음은 대표적인 공력 발생(air-borne) 음향 현상으로 정확한 소음 예측을 위해서는 고해상도(high resolution)의 정확한 비정상 공기력(unsteady airload) 데이터가 필요하게 된다.

3. 로터 저소음화 접근방법 및 해외동향

3.1 로터 저소음화 접근방법

로터 저소음화 기법에는 수동적인 방법(PNC, passive noise control)과 능동적인 방법(ANC, active noise control)

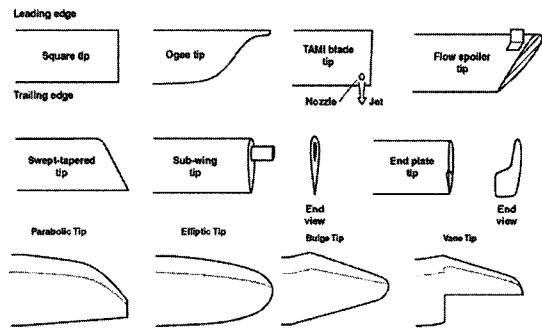


그림 4 BVI소음저감을 위한 여러 가지 깃단형상 (Ref. Y.H.Yu)

으로 구분할 수 있다. 먼저 수동적인 방법으로는 로터 깃단속도($\propto \text{NoiseLevel}^{1/3}$) 저감, 블레이드 개수($\propto \text{NoiseLevel}^{-2}$) 증가, 로터면적($\propto \text{NoiseLevel}^2$) 저감, 총중량($\propto \text{NoiseLevel}$) 감소 등을 먼저 고려할 수 있으나, 이 파라미터 들은 헬리콥터를 정의하는 중요한 설계변수로 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(vortex core) 크기를 늘리거나 후행 블레이드와의 이격거리(mis-distance)를 증가시키기 위하여 깃단 형상을 변경하는 방법이다. 그림 4는 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. 이러한 수동적인 방법은 특정 주파수 소음을 저감시키거나, 특정한 비행조건에서만 소음저감효과가 있게 된다.

다음으로 능동적인 방법으로는 전체 블레이드의 피치각을 특정 주파수와 위상각으로 교란하여 이격거리를 증가시켜 소음을 낮추는 HHC(higher harmonic control) 방법과 개별블레이드 별로 서로 다른 피치각 조종을 가능케 하는 IBC(individual blade control) 방법이 있다. IBC 방법에는 구동방법 및 피구동 장치에 따라 피치 링크 구동법, TEF(trailing edge flap), LED(leading edge droop), active flap, active tap, active twist 등의 방법이 연구 개발 중에 있다. 이러한 능동적 방법은 특정 비행조건,

특정 주파수에 상관없이 소음저감 효과를 가질 수 있는 장점이 있다.

이외에 기타 방법으로는 스펙방향이나 시위방향으로 깃단 유동을 배출하여 와핵의 특성을 변경시켜 소음을 저감하는 방법이나, 착륙접근 비행 시 비행경로를 소음피해면적이 최소화되는 경로를 설정하는 비행경로법(NAP : noise abatement procedure) 등이 있다.

3.2 국외 기술개발 동향

저소음 로터를 설계하기 위해서는 먼저 정확한 해석이 기본이고, 특히 로터 소음은 대표적인 공력 발생 음향 현상으로 정확한 소음해석을 위해서는 정확한 공력 해석이 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 소음해석 기법으로는 대부분 FW-H(Ffowcs Williams & Hawkins) 방정식에 기반하여 프로그래밍이 용이하게 정식화한 farassat의 formation 1A에 기반한 코드가 주류를 이루며, HSI 소음해석 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 기동 시 소음까지 예측할 수 있도록 확장하였다. 소음해석을 위한 공력데이터는 공력해석의 결과나 시험데이터를 이용하게 된다. 일반적인 공력해석기법이 사용되는 성능, 공탄성 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, 토지이용계획 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 유로콥터사의 포물형 깃단형상 주로터 및 비균등 간격 덕트형 꼬리로터, 보잉사의 비균등 간격 꼬리로터 등이 실용화된 사례이며, 보잉의 능동형 플랩은 지상 헬타워 시험 중이다. 독일 DLR은 피치링크 구동 IBC를 Bo105 기술시험기에 장착하여 비행 시험한 바 있으며, TEF, active tab 등 대부분의 능동적 방법은 아직 축소모델 로터에 적용하여 실험수준의 시험 중이다.

주목할 만한 최근 연구주제로는 선회비행 등의 기동시 발생하는 BVI 소음연구, HART II 시험치를 이용한 고충실도(high fidelity) 해석기법개발 등이 있다.

4. KARI의 저소음 주로터 기술개발

2001년부터 산업자원부의 지원하에 KARI가 주관되어 차세대 주로터 시스템(NRS : next generation rotor system) 개발을 수행한 바 있다. 차세대 로터 시스템은 현재 운용 중인 11,000 lb급 헬리콥터의 기존 로터를 개발할 수 있는 고성능, 저소음, 저진동, 고안정 로터이다.

표 2에 요약되어 있듯이 적용대상 헬리콥터는 이륙이나 수평비행시는 소음수준에 여유가 4 dB 이상 있으나, BVI 소음이 지배적인 착륙접근 비행시는 0.2 dB 밖에 여유가 없어 규제가 보다 강화되어 가는 환경소음기준

표 2 대상헬기의 소음수준 및 소음제한

비행조건	여유 (단위 : EPNdB)		
	측정치(B)	요구값(A)	여유(A-B)
이륙비행조건	92.0	96.9	4.9
수평비행조건	91.7	95.9	4.2
착륙접근비행조건	97.7	97.9	0.2

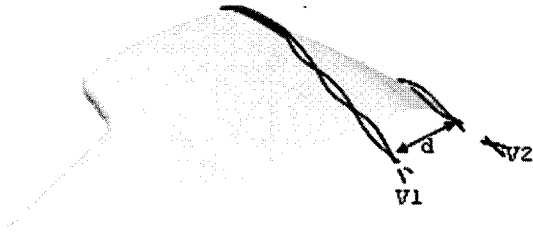
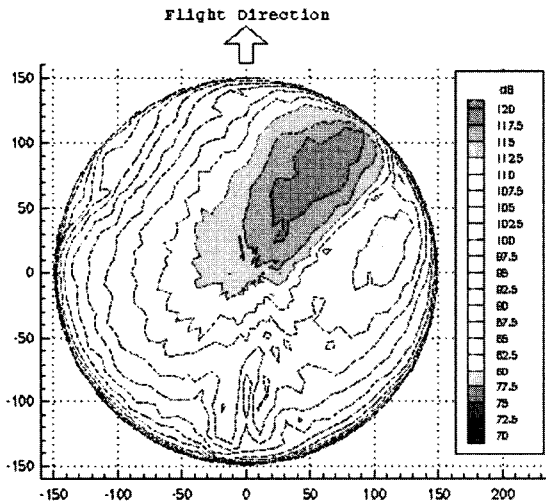
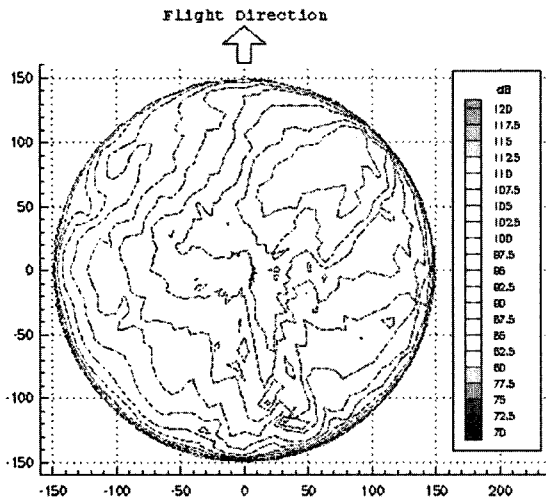


그림 5 NRS 깃단형상 개념



(a) 기준형 깃단



(b) NRS 깃단

그림 6 예비 소음해석 결과

에 대한 대비가 필요하다.

소음 저감 접근방법으로는 국내에서 처음으로 연구 개발하는 로터이며, 기존 로터를 교체하는 제약조건을 고려하여 저소음화 적용기술로 깃단형상 수정방법을 적용하였고, 특히 BVI소음 저감에 효과가 좋은 것으로 알려진 베인 깃(vane tip) 형태를 적용하나, 성능의 탁월함을 입증받은 BERP 블레이드에 적용하는 방법을 채택하였다. 그림 5는 차세대 로터 블레이드(NRSB)의 개념도를 보여주는데 하나의 강한 깃단 와류를 2개의 약한 와류로 분리하여 BVI 소음을 저감시키는 것이 이 개념의 핵심이다.

그림 6은 영국 Westland사의 소음해석 코드인 ACROT 및 DEAF를 이용하여 해석한 착륙접근 비행 시 소음수준 등고선의 대표적인 결과를 보여 주고 있다. 그림 6(a)

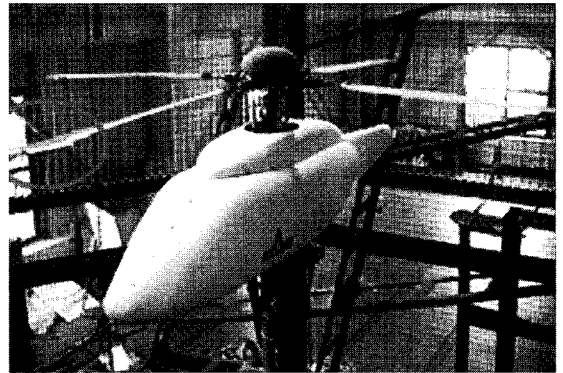


그림 7 축소형 로터 시험

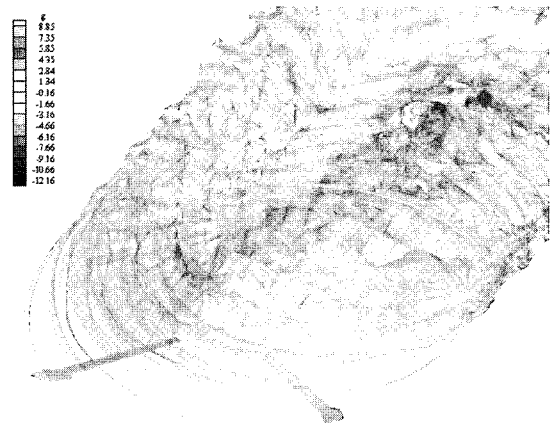


그림 8 자유후류해석 결과

는 기준 블레이드의 경우이고, (b)는 동일크기의 쌍와류가 5 %R 떨어져서 생성된 경우의 소음해석 결과이다. Pseudo EPNL 기준으로 최대 9.3 EPNLdB 저감효과를 갖는 것으로 예측되었으며, 해석 틀의 부정확성을 고려하더라도 상당량의 저소음화를 달성할 수 있었다. 그림 7은 예비해석 결과에 따라 설계한 NRSB의 축소모델을 회전시험대에 장착한 모델을 보여준다. NRSB가 가장 큰 효과를 보이는 BVI 소음 저감 효과를 평가하기 위해서는 무향풍동에서의 로터 회전시험이 요구되나, 아직 수행되지 않았다.

그림 8은 소음해석을 위해 필수인 공력데이터를 예측하기 위하여 KARI에서 지속적으로 개량 중인 자체 FVW 코드의 전형적인 결과를 도시하고 있다. 동 코드는 시간 적분 방식의 FVW 코드로서 정확한 비정상 공기력을 모사하고 있으며, 현재 트림계산 루틴 및 블레이드 강체 운동 모사 루틴까지 고려되어 있으며, 여러 검증 결과는 국내외 학회지 및 학술발표회에 발표한 바 있다. 그림 9는 소음해석 코드 검증을 위하여 대표적인 헬리콥터 로터 BVI 소음 시험결과인 OLS(operational

loads survey) 형상의 경우에 대하여 시험치와 예측치를 비교하여 보여 주고 있다. 통상 성능해석을 격자점보다 소음해석을 위해서는 8배 이상의 격자점이 블레이드 상에 요구된다. 예측결과는 CFD 해석 결과보다 매우 합리적으로 소음을 예측함을 알 수 있다. 현재는 분할된 깃단 와류의 생성 및 그에 따른 소음 특성의 변화를 예측하고 현상을 비교 분석할 수 있도록 해석 코드를 업그레이드하고 있다.

5. KARI의 저소음 코덱트러 기술개발

KARI에서는 역시 산업자원부의 지원하에 2001년부

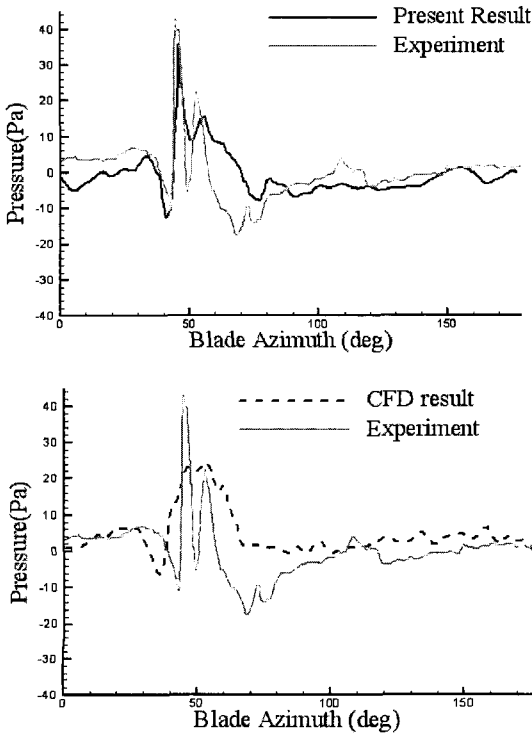
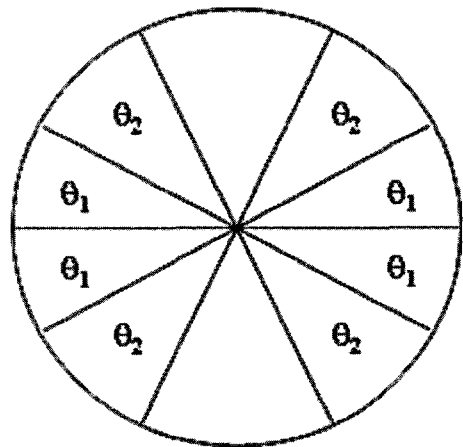
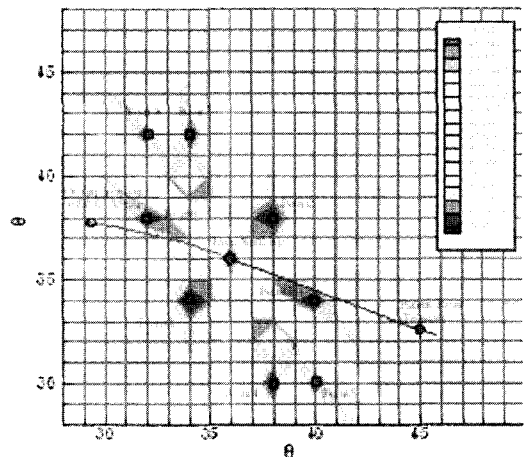


그림 9 BVI 소음 해석 기법 검증



(a) 설계 파라미터



(b) 파라미터 영역에서의 PNL 분포

그림 10 비등간격 설계 비교분석연구

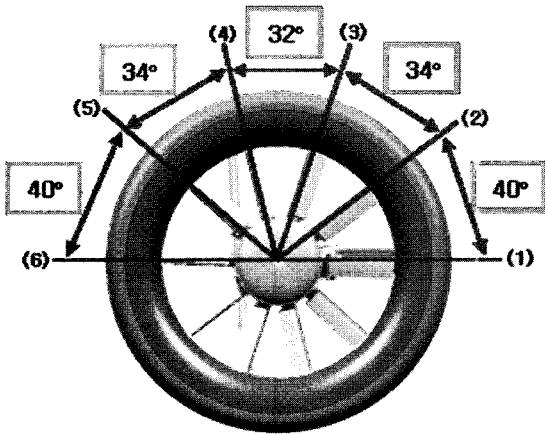
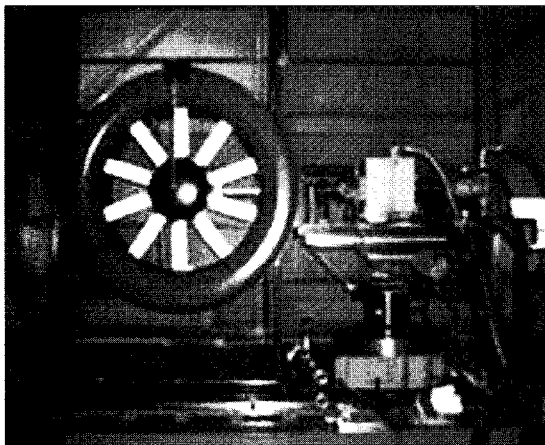
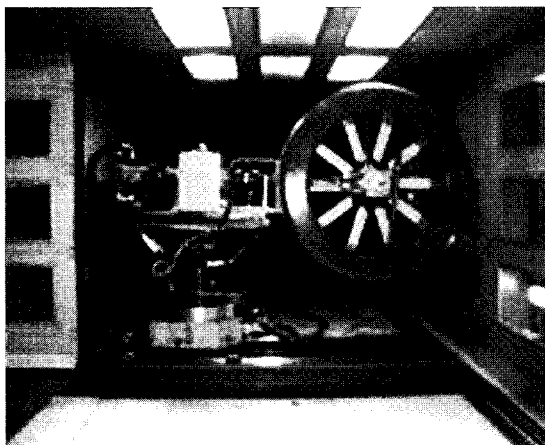


그림 11 최종 비등간격 형상

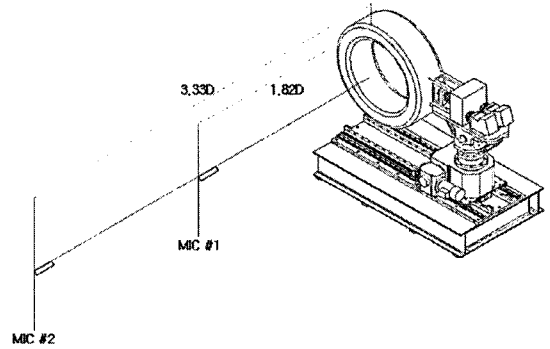


(a) 지상시험

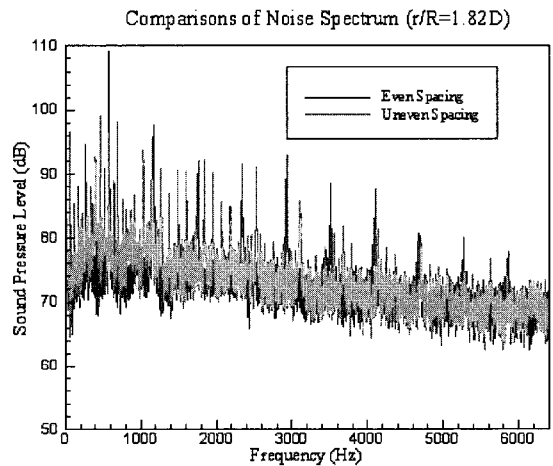


(b) 풍동시험

그림 12 테일헨 시험장치 및 시험



(a) 마이크 위치



(b) 소음스펙트럼 비교(등간격vs.비등간격)

그림 13 테일헨 소음시험결과

터 고안전 저소음 꼬리로터 기술개발을 위해 테일헨 로터 기술개발을 수행하였다. 역시 현재 운용 중인 11,000 lb급 헬리콥터의 전통적인 꼬리로터를 대체하기 위한 고안전성의 덕트형 꼬리로터, 일명 테일헨 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.

그림 10(a)는 비등간격 설계를 하기 위한 설계 파라미터를 보여주고 있으며, (b)는 설계 파라미터 영역에서 PNL 분포를 보여 주고 있다. 등간격의 경우(36°)가 가

표 3 소음수준 측정결과 @1.82D

(단위 : dB)

시험조건		등간격(A)	비등간격(B)	$\Delta(A-B)$
25도 피치	PNL	125.3	123.0	1.4
	PNLT	131.1	127.3	3.8
30도 피치	PNL	127.3	125.8	1.5
	PNLT	132.8	128.3	4.5

장 높은 소음수준을 나타냄을 알 수 있으며, 여러 가지 국소 최소값이 존재함을 알 수 있다. 블레이드 피치각도를 총괄적으로 조종하는 스파이크의 구조적인 제약 조건을 고려하여 동 연구에서는 그림 11과 같은 비등간격 값을 채택하였다.

제작된 시제는 그림 12와 같이 테일팬 성능시험장치에 장착되어 제자리 비행조건 시험(지상시험) 및 측면·전진·후진 비행조건 시험(풍동시험)을 수행하여 피치각, 추력, 토크 등의 성능파라미터 값들을 평가하게 된다. 그림 13은 지상시험 시 측정된 소음 스펙트럼 결과를 보여주고 있다. 비균등 간격의 경우 균등에 비해 피치각의 크기가 많이 감소하고 다양한 하모닉으로 분산됨을 알 수 있다. 표 3에 요약한 바와 같이 비균등

의 경우 균등에 비해 PNL은 1.5 dB, PNLT는 3.8 dB에서 4.5 dB 감소함을 알 수 있다.

6. 맺음말

회전익기는 돌아가는 회전날개인 로터, 터보샤프트 엔진, 대형 기어박스 등 소음진동의 기술적 이슈가 기본적으로 많이 있는 비행체이다. 이 중 소음의 문제는 회전익기의 형식증명을 떠나 환경문제로 최근 개발되는 회전익기에 있어 매우 주요한 이슈가 되고 있다.

한국항공우주연구원에서는 2000년부터 회전익기 로터 소음저감과 관련한 기술개발을 수행해 오고 있다. 주로터 저소음 설계·해석기법으로는 깃단 형상 변형법, TEF 개념연구, 저소음 꼬리로터 설계·해석기법으로는 비균등 간격법을 연구했으며, 소음시험평가도 병행하고 있다. 앞으로 robust하고 高 충실도의 비정상 공기력 해석 툴과 소음해석 툴의 개선이 필요하고, 개방형 풍동시험부와 무향풍동 등의 소음시험 환경개선 등이 더 필요하며, 비정상 공기력 시험기법 및 헬기 체계 노이즈 모델링기법 등에 대한 연구가 필요하다고 생각한다.