

저소음 고효율 로터깃 개발에 관한 연구

°신성룡* · 선효성* · 이수갑** · 남찬진† · 강인준†

Development of Rotor Blade with Low-Noise and High-Efficiency

Seong-ryong Shin, Hyosung Sun, Soogab Lee, Chan-jin Nam, and Injun Kang

Abstract

Integrated tools are developed for the analysis of the aerodynamic performance and aeroacoustics of helicopter rotors. Heli-NK(Helicopter Navier-Stokes & Kirchhoff) code is for hovering and heli-PA(Helicopter Panel & Acoustic analogy) for forward flight. The former showed its ability to predict the hovering efficiency and high-speed impulsive noise level. Thrust calculation, noise levels, and noise directivity patterns are investigated to confirm the availability of the latter. With some proper validation and improvements, these codes will be more useful and practical.

1. 서론

새로운 로터깃(rotor blade)의 개발이나 성능개선이라는 과제는 성능이 향상된 블레이드의 설계를 의미하며, 여기서 우선적으로 고려해야 할 사항은 어떤 대상을 기준으로 삼아서 어떠한 성능을 얼마만큼 향상시킬 것인지를 결정하는 일이다. 블레이드 설계는 공력설계 및 성능해석, 구조설계 및 해석, 소재 선정 및 제작, 그리고 시험 및 평가의 순서로 이루어지므로, 설계 초기에 전체적인 설계의 목표 설정 및 설계 방향에 가장 큰 영향을 주는 것은 공력설계 및 성능해석이라고 하겠다. 또한, 헬리콥터는 도심지를 포함하는 넓은 운용영역을 갖고 있기 때문에 주변 환경에 지속적인 소음을 방사하는 문제점을 내포하고 있어서, 오래 전부터 저소음 설계 및 소음해석의 중요성이 인식되어 왔다. 이에 본 연구에서는 실제 로터깃 개발 과정의 초기 단계에서 제자리비행 및 전진비행시의 공력성능 해석과 공력소음 해석을 수행함으로써, 향후 저소음, 고효율 로터깃 개발에도 사용될 수 있는 실질적인 소음/성능의 통합 해석 도구를 개발하는 것을 목적으로 한다.

제자리비행과 전진비행시의 유동조건이 판이하게 다르므로, 각각의 경우에 관심을 두는 성능변수를 달리 하였으며 성능/소음의 통합 해석 도구도 다른 방법을 사용하였다. 제자리비행의 경우에는 유도동력과 실제동력의 비율로 정의되는 제자리비행효율(figure of merit)을 공력성능 관련변수로 정하고, 높은 깃끝 속도를 가지는 로터깃에서 발생하는 고속충격소음(High-Speed Impulsive Noise)을 소음 해석변수로 설정하였다. 한편, 전진비행의 경우에는 방위각에 따른 추력계수의 변화를 공력성능 관련 변수로, 두께소음과 하중소음을 소음 해석변수로 정하였다. 이러한 관련 변수들은 깃끝 속도, 고형비(solidity), 블레이드 개수, 테이퍼 여부, 깃끝 형상, 비틀림각 분포 및 익형분포 등에 의해 변화하므로, 최적의 선택을 통해 저소음과 고효율이라고 하는 설계 목표를 달성할 수 있다.

제자리비행시의 공력해석은 많은 계산 시간과 노력을 요하지만, 유동장의 준정상성으로 인해 적정한 시간 안에 높은 정확도의 해를 얻을 수 있는 Navier-Stokes solver를 이용하였고, 이러한 공력해석의 결과로서 얻어지는 압력데이터를 입력값으로 하여 고속충격소음 예측을 수행하였다. 전진비행의 경우는 해석의 정확도를 높이기 위해서 FEM을 이용하여 블레이드의 변형을 고려할 수 있는 공탄성(aeroelasticity) 해석을 가미하였는데,

* 서울대학교 공력소음 및 소음제어 연구실

** 정희원, 서울대학교 기계항공우주공학부

† 현대우주항공

짧은 계산시간 안에 로터 후류의 정확한 형상과 변화 상태를 고려하여 공력해석을 수행하는 자유 후류 패널법(free-wake panel method)과 시간영역 음향상사법(time-domain acoustic analogy)을 이용하였다.

본 연구를 통하여 깃끝형상과 익형분포를 달리 하는 여러 블레이드에 대하여 위에서 기술한 여러 방법으로 공력성능해석과 소음해석을 수행할 수 있는 통합적인 해석 도구를 개발하여 체계화함으로써, 이후 실험과의 검증을 통하여 적절한 개선이 이루어진다면 로터깃 설계과정의 실질적인 도구로서 유용하게 쓰일 수 있을 것이다.

2. 연구방법

(1) Heli-NK(Helicopter Navier-Stokes & Kirchhoff)

본 연구에서 제자리비행의 공력성능/소음 해석에 사용한 Heli-NK는 제자리비행시의 공력성능 해석은 Navier-Stokes solver를 이용하고, 여기서 얻은 데이터를 곧바로 Kirchhoff 공식의 입력치로 하여 고속충격소음을 예측하는 공력/소음 통합 해석 도구이다.

제자리비행의 경우에는 준정상 유동 조건을 사용하여 한 개의 블레이드에 대해서만 해석을 하여도 되므로, 막대한 계산시간과 비용에도 불구하고 비교적 정확한 공력성능해석이 가능한 3차원 압축성 박층 근사 Navier-Stokes solver를 이용하였다.[1] 지배방정식을 일반화된 물체-부착 곡선 좌표계에서 보존형으로 기술하면 다음과 같은 형태가 된다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = Re^{-1} \frac{\partial \hat{S}}{\partial \zeta} + \hat{R}$$

여기서, \hat{Q} 는 보존량 벡터, \hat{E} , \hat{F} , \hat{G} 는 비점성 플럭스 벡터, \hat{S} 는 점성 플럭스 벡터이다. 우변의 \hat{R} 은 블레이드의 회전을 고려하기 위하여 추가되는 원천항(source term)이다.

비점성플럭스항의 계산은 풍상차분식을 이용하였으며, 공간상 3차의 정확도를 얻기 위하여 van Leer의 MUSCL을 사용하고 TVD를 위해서 Koren의 미분제한자를 사용한다. 반면에 점성 플럭스 항들은 보통의 2차 중심차분법을 이용하여 이산화하였으며, LU-SGS 방법을 사용하여 시간 전진 계산을 수행하였다. 난류 모델은 Baldwin-Lomax 난류 모델을 사용하였다. 또한, 로터 유동장의 축대칭성을 이용하기 위하여 코드방향으로는

C형 격자계를 사용하고, 스펜방향으로는 H형 격자계를 가지는 물체부착, 단일블록, 3차원 C-H형 격자계를 사용하였다. 원방(far-field) 경계조건은 초기값으로 주어지는 C_T 값을 이용하여 유출류가 있는 부분에서는 유도속도를 구하기 위해서 간단한 운동량 이론을 사용하고, 그 외의 부분에서는 전체 질량 보존을 맞춰주기 위하여 그 크기가 로터의 회전중심으로부터의 거리의 제곱에 반비례하는 3차원 소멸점(sink)을 사용하게 된다. 이러한 경계조건은 계산이 반복될 때마다 새로운 C_T 값을 이용하여 다시 주어지도록 한다.

Kirchhoff 방법은 근방(near field)에서 CFD를 이용하여 얻은 데이터를 Kirchhoff 공식의 입력치로 하여 원음장을 해석하는 소음해석 방법이다.[2] 본 연구에서는 Navier-Stokes solver를 이용하여 깃끝마하수가 0.9인 경우의 블레이드 근처의 유동장을 풀고 이 유동장 해석 결과는 음향학적 원음장을 예측하기 위한 선형 Kirchhoff 공식의 입력 데이터로 사용하였다.

키르코프 공식은 본래 빛의 회절이론과 전자기학 문제에서 사용되어왔던 식으로서 음향학에서 파동의 전파에 대해서도 응용할 수 있다. 고정된 제어면에 대한 키르코프 적분공식은 호이겐스 원리의 해석적인 표현으로서 그 형태는 다음과 같다.

$$p(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int \int_S \left[\frac{\cos \theta}{r^2} p - \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial n} + \frac{\cos \theta}{a_\infty r} \frac{\partial p}{\partial r} \right] dS(\vec{y}, \tau)$$

여기서, p 는 교란 압력, (\vec{x}, t) 는 관찰자의 위치와 시간, (\vec{y}, τ) 는 음원의 위치와 지연 시간(retarded time) 변수를 의미한다. 또한, θ 는 표면에 수직인 벡터(\vec{n})와 반경방향 벡터(\vec{r})와의 사잇각, r 은 지연시간에서 음원에서 관찰자까지의 거리, a_∞ 는 음속을 의미한다. 피적분항인 압력과 그 미분치는 지연 시간에서 계산된다. 지연시간의 방정식을 풀어보면 아음속과 초음속 범위에서 구하는 해가 틀려지는데 아음속일 경우 지연시간 방정식의 해는 모든 시간에 대해서 하나의 근만을 갖는 반면에 초음속의 경우에는 다중근을 갖게 된다. 이 공식은 움직이는 표면에 대해서도 연장할 수 있고 블레이드-와류 상호작용 소음 계산에도 사용할 수 있다.

(2) Heli-PA(Helicopter Panel & Acoustic Analogy)

본 연구에서는 전진비행 조건에 대한 공력성능/

소음 해석을 위해 자유후류 패널법(free-wake panel method)을 이용한 유동장 해석과 음향상사법을 이용한 소음해석을 수행하는 Heli-PA라는 통합 해석 도구를 사용하였다. 여기에는 전진비행시의 블레이드 변형을 고려하기 위하여 유한요소법(FEM)을 이용한 공탄성 해석 과정이 포함되어 있다.

자유후류 패널법은 비압축성, 비점성 유동해석법으로서, 짧은 계산시간 내에 자유 와동(vortex) 유동으로 표현되고 있는 각각의 로터 블레이드에서 나오는 후류의 모양과 변화 상태를 묘사하며, 이를 이용하여 유동장 해석을 수행할 수 있다. 로터 후류는 블레이드로부터 나오는 와동선으로 구성되어 있고, 각 와동선은 배열점(collocation point)으로 연결되어 있는 와동요소의 나열(string)로 이루어지는데, 본 연구에서는 BCVE(Basic Curved Vortex Element)나 SIVE(Self-Induction Vortex Element)와 같은 곡선 와동요소를 기초로 하는 등와도선(Constant Vorticity Contour, CVC) 후류모델을 사용하였다. 블레이드상의 유도속도와 전체적인 유동장의 속도분포를 구하기 위해서 각각의 와동요소의 영향을 포함한 Biot-Savart 적분을 수치적으로 수행한다. 이때, 로터가 회전하는 각도의 변화와 일치하는 시간 간격에 대하여 기존에 형성된 배열점의 위치가 속도변화에 맞추어 변하게 되고, 새롭게 결정된 배열점을 이용하여 와동요소의 위치를 수정한 상태로 계산이 반복되어진다.[3,4]

블레이드의 형상은 블레이드 표면에 배치된 패널에 의해 결정되고, 압축성 효과를 부여하기 위해서 Prandtl-Glauert의 방법을 적용한다. 즉, 아래에 주어진 식에 의해서 시위(chord)를 연장시키는 방법을 사용하는 것이다.

$$c_{comp} = \frac{c_{incomp}}{\sqrt{1-M^2}}$$

여기서, c 는 시위길이, M 은 국부마하수를 나타낸다. 블레이드의 하중분포는 속도분포를 통한 경계순환의 계산값을 이용하여 Kutta-Joukowski 이론을 바탕으로 구해진다. 실속에 의한 점성효과를 고려하기 위해서 형상항력(profile drag) 및 토크의 계산은 마하수와 받음각에 따른 2차원 익형의 공력 데이터를 사용한다.

전진비행시 발생하는 소음예측에는 다음과 같은 Ffowcs Williams Hawkins (FW-H) 방정식을 바탕으로 하는 시간영역의 음향상사법을 사용하였

다.[5] 시간영역 방법은 지연시간(retarded time)에서 날개에 의해 형성되는 가상의 음파면을 패널로 나누어 음압을 구하는 방법으로서 임의의 운동을 하는 모든 물체에 적용할 수 있는데, 본 연구에서는 두께소음(thickness noise)과 하중소음(load noise)의 해석에 사용하였다.

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t)$$

$$4\pi r'_T(\vec{x}, t) = \int_{S_{ret}} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{S_{ret}} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS$$

$$4\pi r'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{S_{ret}} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{S_{ret}} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right] dS$$

$$+ \frac{1}{c_0} \int_{S_{ret}} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS$$

여기서, p'_T, p'_L 은 두께소음과 하중소음을 나타내며, \dot{M}_i 와 \dot{l}_i 는 지연시간에 대한 미분을 의미한다.

자유후류 패널법의 경우에는 공력해석 및 공탄성 해석에 사용되는 패널을 음향패널(acoustic panel)로 그대로 사용할 수 있기 때문에 시간영역 방법의 음향상사이론을 바탕으로 구하고자 하는 위치의 시간에 따른 음압의 분포를 곧바로 얻을 수 있고, 푸리에 변환(Fourier transformation)을 통하여 주파수에 따른 음압수준(Sound Pressure Level, SPL)의 정도를 구하는 방법을 채택하고 있다.

공탄성해석의 경우, 블레이드를 구성하는 유한요소 모델의 신장(extension), 비틀림(torsion), 휨 변위(bending displacements) 등과 같은 변형을 계산한다. 각 요소의 강성 특성(stiffness property)은 입력 데이터로 주어지는 단면적(cross section)의 형상과 블레이드를 구성하는 재료의 특성에 의해 결정되고, 블레이드의 질량 분포는 회전 관성력의 계산에 이용된다. 결과적인 질량행렬과 강성행렬은 모드주파수와 모드형상을 구하기 위한 아래와 같은 고유치(eigenvalue) 문제해석에 이용된다.[6]

$$[K_n]\{x_i\} = \omega_i^2 [M_n]\{x_i\}$$

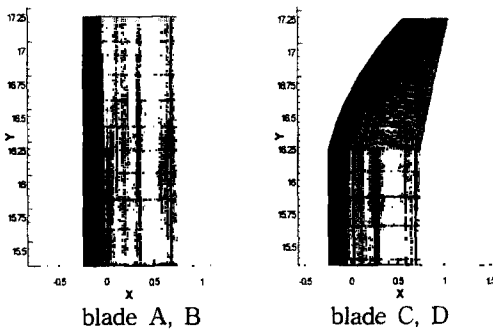
여기서, ω_i 는 i 번째 모드(mode)의 고유주파수, $\{x_i\}$ 는 일치하는 고유벡터(eigenvector), $[M_n]$ 은 질량행렬, $[K_n]$ 은 강성행렬을 의미한다. 이러한 일반적인 고유치 문제는 전형적인 자코비 반복기법을 이용하여 푼다.

구조모델과 공력모델 사이의 정보교환은 블레이

드의 모드특성에 의해서 이루어진다. 모드형상은 분포되어 있는 공기역학적 힘으로부터 모드힘(modal force)을 계산하기 위해 사용되고, 이것은 일치하는 모드응답을 일으킨다. 이러한 응답은 모드형상과 연계되어 블레이드 표면의 어떤 지점의 순간적인 변형과 그것의 변화율을 결정하게 되는데, 이것을 이용하여 새로운 유동장과 공기역학적 힘을 계산해 낼 수 있다.

(3) 블레이드 모델

BK117 로터 블레이드를 기본형으로 선택하고, 개선된 형태로 3가지 종류의 블레이드 모델을 설정하였다. 모든 블레이드는 종횡비와 허브반경이 각각 17.1875와 3.4372로 동일하며, 국부축(local axis)에 대하여 -10도의 선형 비틀림각 분포를 가진다. A 블레이드로 명명된 기본형은 직사각형 깃끝을 가지는 형태인데, 0.8R 안쪽은 NACA23012, R에서는 NACA23010 익형을 사용하며, 0.8R에서부터 R까지는 익형이 선형적으로 변한다. B 블레이드도 A 블레이드와 플랜폼(planform)은 동일하지만, 0.8R 안쪽은 VR12, 0.941818R 바깥쪽은 VR15 익형을 사용하며 그 사이 구간에서는 익형이 선형적으로 변하도록 하여 익형분포만을 달리한다. 반면에, C 블레이드와 D 블레이드는 포물선형으로 테이퍼된 후퇴각이 있는 형태의 깃끝을 가지며, 고풍비는 0.0732이고 B 블레이드와 동일한 익형 분포를 가진다. 두 블레이드간의 차이는 D 블레이드가 깃끝에서 10도의 하반각(anhedral)을 가진다는 점이다. <Fig.1>에 각 블레이드의 깃끝 모양 격자계가 나타나 있고, <표1>에 각 블레이드에 대한 내용이 정리되어 있다.



<Fig.1> Blade Models

<표1> 각 블레이드에 대한 설명

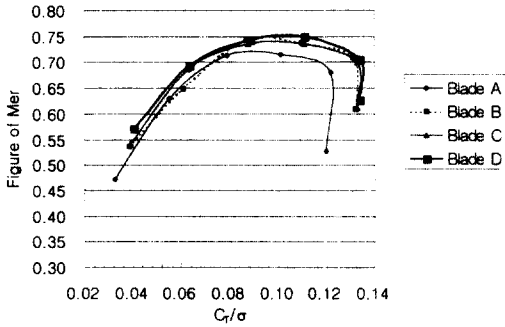
Blade	Based On	차이점
	solidity	
A	BK117	없음
	0.0741	
B	A	익형변화와 NACA23012→VR12 분포영역 NACA23010→VR15
	0.0741	
C	B	포물선형 후퇴각과 테이퍼 (0.942R~R)
D	C	하반각(0.942R~R)
	0.0732	

3. 계산결과 및 논의

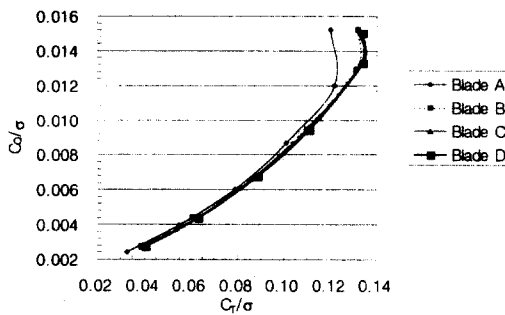
(1) 제자리비행시의 공력성능 및 소음해석

블레이드의 제자리비행 공력성능을 살펴보기 위하여 다음과 같은 조건들에서 계산을 수행하였다. 먼저, 모든 계산은 sea level condition에서 수행되었으며, 깃끝마하수, 레이놀즈수와 코닝각(coning angle)은 각각 0.649 , 4.794×10^6 , 2.2° 로 고정하였다. Navier-Stokes 계산을 위한 격자는 $191 \times 43 \times 49$ 의 격자계로서 약 40만개의 격자점을 사용하였다. 표면에 수직방향으로 최소 격자 간격은 $0.00004c_{mean}$ 이고, 반경방향으로 최소 격자 간격은 깃끝에서 $0.06c_{mean}$ 이다. 1 case 수행을 위해서 CRAY-C90를 사용하여 약 만 번의 반복계산을 수행하였으며, 이 경우 약 3만초 정도의 CPU time이 필요되었다.

블레이드간의 성능 비교를 위해 콜렉티브피치를 바꿔가면서 성능해석을 수행하여 보았다. 5, 7, 9.1, 11, 13, 14도 조건에서 계산을 수행하여 얻은 결과가 <Fig.2>와 <Fig.3>에 나타나 있다. 콜렉티브피치가 13도를 넘어서는 경우에는 실속이 광범위하게 발생하여 제자리비행효율이 급격하게 떨어짐을 확인할 수 있었다. 전반적으로 D 블레이드가 가장 좋은 효율을 나타내었으며, 깃끝형상이 다른 B 블레이드와 C 블레이드 사이에 큰 차이는 나타나지 아니하였다. 후퇴각은 소음 감소 측면이나 전진비행에서의 동적 안정성 등의 측면에서는 매우 유용하나, 유효반음각의 감소효과[7] 때문에 제자리비행 성능 향상 측면에서는 크게 기여하지 못하는 것으로 보인다. 이 경우, D 블레이드처럼 하반각을 주면 효율의 향상을 가져올 수 있음을 확인하였다.



<Fig.2> Figure of Merit v. C_T/σ (Mtip=0.649)

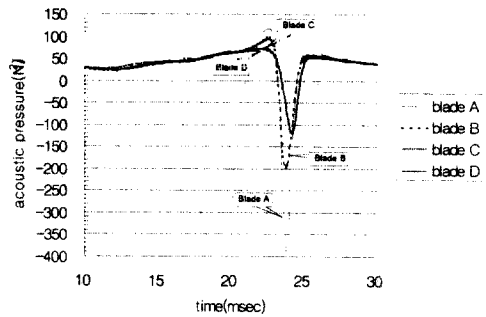


<Fig.3> C_Q/σ v. C_T/σ (Mtip=0.649)

고속충격소음 해석을 위하여 깃끝마하수가 0.9인 경우의 유동장 계산을 추가로 수행하였다. 이 경우, 레이놀즈수는 6.602×10^6 , 콜렉티브피치는 0 도도로 하여 계산을 수행하였다. 관찰자가 로터 반경의 3배인 곳에 위치해 있을 경우의 각 블레이드의 고속충격소음 예측 결과가 <Fig.4>에 나타나 있다. A 블레이드에 비해서 B 블레이드는 5dB의 소음감소 효과를 보였고, C, D 블레이드는 10dB의 감소효과를 보였다. 이로써 블레이드 C, D 모델을 통하여 상당한 소음 저감 효과를 가져올 수 있음을 알 수 있다.

이러한 소음 감소의 원인으로는 먼저 깃끝 익형의 변화에 따른 소음 감소 효과를 들 수 있겠다. B 블레이드의 깃끝에 사용된 익형은 VR15로서 이 익형은 최대두께가 8%로 A 블레이드의 깃끝에 사용된 NACA23010보다 2%나 작다. 이러한 얇은 익형의 사용은 보다 약한 충격파를 발생시키게 되므로, 충격파의 원방 전파로 인해 발생하는 고속충격

소음은 감소하는 것이 당연하다고 하겠다. 동일한 익형분포를 사용함에도 불구하고 B 블레이드에 비해서 C, D 블레이드의 소음이 약하게 예측되는 이유는 C, D 블레이드의 깃 모양이 16.7도 전후의 후퇴각을 가지기 때문이다. 이러한 후퇴각은 유효마하수(effective tip Mach number)를 감소시켜서 사실상 충격파의 강도를 약화시키는 효과를 가져온다. C, D 블레이드간 고속충격소음 예측은 별 차이를 보이지 않았는데, 이를 통해 하반기가 고속충격소음에 미치는 영향이 미미함을 확인하였다.



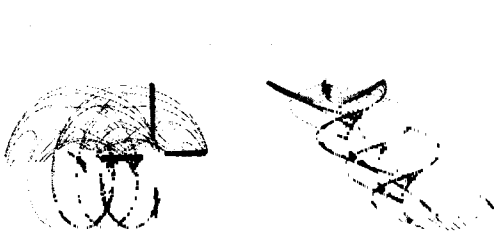
<Fig.4> Acoustic Pressure Prediction at the observer point at Mtip=0.9

(2) 전진비행시의 공력성능 및 소음해석

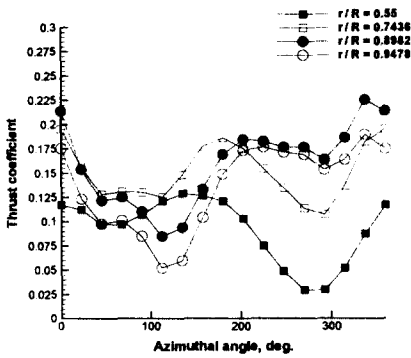
전진비행의 계산을 위한 운용조건은 전진비(advance ratio)가 0.29이고, 로터의 회전수는 40.1454(rad/sec)이며 추력계수는 0.0056의 값을 사용하였다. 제자리비행에 대한 해석 결과, 공력 및 소음특성이 가장 우수할 것으로 예측되었던 D 블레이드의 경우, 제작상의 어려움으로 인해 불가피하게 실제 설계 과정에서 배제되었으며, 이에 본 연구에서는 C 블레이드를 기준으로 해석을 수행하였다.

<Fig.5>는 전진비행시의 4개의 블레이드와 각 블레이드의 후류의 형상을 보여주고 있다. 좌측 그림에서 하나의 블레이드에서 나오는 후류가 다음 블레이드에 영향을 미치는 모습을 시각적으로 보여줄 수 있는 자유후류 패널법의 장점을 확인할 수 있다. <Fig.6>은 방위각에 따른 추력계수의 분포를 몇 개의 반경방향 위치에 대하여 표시하고 있다. 추력의 분포는 방위각에 대하여 W자 모양을 나타내고 있으며 깃끝으로 갈수록 3차원 효과에 의하여 추력이 상대적으로 낮은 값을 보여주고

있는 것을 알 수가 있다.

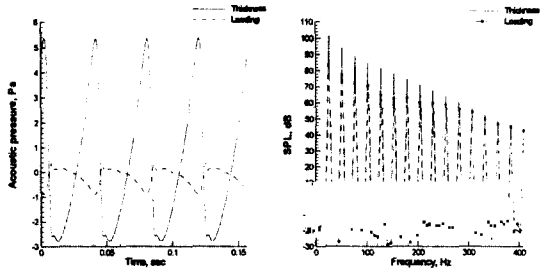


<Fig.5> Wake Geometry

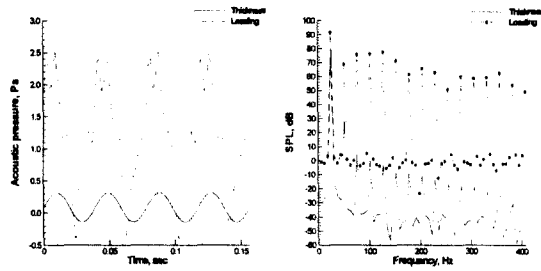


<Fig.6> Thrust Coefficient v. Azimuthal Angle

<Fig.7>은 로터 회전면상에 대하여 로터가 진행하는 방향으로 45m 떨어진 지점에서의 음압의 시간에 따른 변화와 이것의 푸리에 변환을 통한 주파수에 따른 음압수준(SPL)의 분포를 보여주고 있다. 블레이드의 형상에 의한 두께소음이 비정상 하중에 의한 하중소음보다 크게 나타나는 일반적인 로터소음의 방향성의 특징을 알 수가 있다. <Fig.8>은 같은 거리상에서 로터의 회전축 아래쪽 방향의 소음의 정도를 나타내고 있다. 비정상 하중 소음이 두께소음보다 큰 값을 보여주고 있으며, 전진비행시의 후류의 형상에서 보았듯이 블레이드와 후류의 상호작용으로 인한 하중의 변화에 의한 비정상 하중소음의 분포가 두께소음에 비하여 상당히 불규칙적인 형상을 보여주는 것을 알 수가 있다.

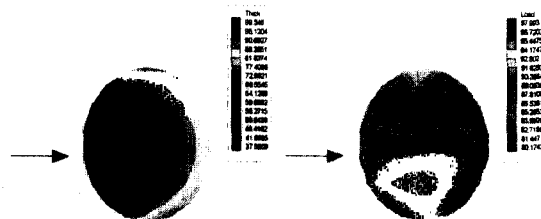


<Fig.7> Noise Distributions on the Rotating Plane of Rotor



<Fig.8> Noise Distributions on the Axis of Rotation of Rotor

<Fig.9>는 전진비행시 로터의 소음 방향성을 보여주는 그림으로서, 로터의 회전면으로 갈수록 두께소음이 강세이고, 회전축과 가까운 영역에서는 비정상 하중소음이 지배적임을 잘 보여주고 있다. 이것은 헬리콥터의 일반적인 성향과 일치하고 있으며, 수음점이 경우 실제의 경우 헬리콥터로부터 45m 떨어진 곳에서 최대소음도가 98 dB정도이므로, 150m 에서 약 ICAO 규정에 의한 flyover 조건에서 88 dB로 추정된다. 이는 비슷한 조건인 BK 117의 92 dB보다 4dB 정도 낮은 수치이다.



<Fig.9> Directivity Patterns

4. 결론

본 연구를 통하여 헬리콥터의 저소음, 고효율 로터 기 개발을 위한 공력/소음 설계 단계에서 활용될 수 있는 통합 해석 도구를 개발하였다. Heli-NK (Helicopter Navier-Stokes & Kirchhoff) 코드를 이용한 제자리비행시의 공력/소음해석을 통하여 제자리비행효율이 높고, 고속충격소음 수준이 낮은 블레이드를 예측, 해석할 수 있음을 보여주었다. 또한, Heli-PA(Helicopter (free-wake) Panel & Acoustic analogy) 코드를 이용한 전진비행시의 공력/소음 해석을 통하여 전진비행시의 추력 계산과 로터 방출 소음 수준과 방향성의 예측이 가능함을 확인할 수 있었다. 향후 적절한 실험치의 획득과 그에 따른 비교, 분석 과정을 통하여 예측모델의 개선이 이루어진다면 한층더 효과적인 도구로 발전되어 활용될 수 있을 것이다.

참고문헌

- [1]신성룡, 이수갑, "3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 헬리콥터 로터의 제자리비행 성능해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제6호, 1998년.
- [2]Lee, S., Kim, J., Yu, Y.H., and Isom, M.P., "Rotor High-Speed Noise Prediction with a Combined CFD-Kirchhoff Method", Journal of Sound and Vibration, Vol. 207, No.4, 1998.
- [3]Bliss, D.B., Quackenbush, T.R., and Bilanin, A.J., "A New Methodology for Helicopter Free Wake Analyses", 39th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1983.
- [4]Quackenbush, T.R., Bliss, D.B., and Wachspress, D.A., "New Free-Wake Analysis of Rotorcraft Hover Performance Using Influence Coefficients", Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 12, December 1989.
- [5]이정환, 이수갑, "시간영역 음향상사법을 이용한 헬리콥터 로터소음에 대한 연구", 제5회 항공기 개발기술 심포지엄, 국방과학연구소, 1997.
- [6]Celi, R., and Friedmann, P.P., "Aeroelastic Modeling of Swept Tip Rotor Blades Using Finite Elements", Journal of American Helicopter Society, Vol. 33, No. 2, April 1988.
- [7]신성룡, 이수갑, " Navier-Stokes solver를 이용한 헬리콥터 블레이드의 설계 및 성능 평가", 항공우주학회 춘계학술발표회, 항공우주연구소, 5월, 1999.
- [8]선효성, 이수갑, "헬리콥터 공력성능 및 소음예측의 종합적 기법 개발, 제 1부: 제자리 비행", 항공기학술대회, 국방과학연구소, 11월, 1998.