

論文

항공기용 프로펠러에서의 두께 및 하중소음 예측

유기완*

Prediction of Thickness and Loading Noise from Aircraft Propeller

Ki-Wahn Ryu*

ABSTRACT

The aim of this research is to predict the thickness and loading noise of the round-tip shaped Hartzell propeller currently used in the general aviation aircraft. Before implementing the noise analysis, the pressure distribution on the propeller was obtained by using the free wake panel method and unsteady Bernoulli's equation. The noise signal at observer position can be obtained by using the FW-H equation. The noise prediction results for the propeller indicates that the thickness noise has symmetric directivity pattern with respect to the tip path plane, while the noise due to loading shows higher noise directivity toward downstream than the upstream direction from the rotor plane. The loading noise is dominant rather than the thickness noise in normal operating condition.

초 록

본 연구에서는 현재 일반 프로펠러 항공기에 사용 중인 둥근 팁 형상을 갖는 Hartzell 사 제작 프로펠러에 대해서 두께소음과 하중소음에 대한 예측을 시도하였다. 음향장 해석에 앞서서 프로펠러 표면에 존재하는 압력분포는 자유후류 패널 방법과 비정상 베르누이 방정식을 이용하여 구하였다. 음향장 해석을 위해서는 FW-H의 음향상사 법칙을 적용하였다. 주어진 프로펠러 형상과 운전 조건에 대한 소음 예측으로부터 두께소음은 프로펠러 회전면을 기준으로 전방과 후방이 서로 비슷한 면대칭 분포를 갖는 반면에, 하중소음은 프로펠러 후방의 소음이 전방에 비해서 더 크게 나오는 결과를 보여주었다. 일반적인 운전조건에서는 전반적으로 하중소음이 두께소음보다 지배적인 결과를 보여주었다.

Key Words : Thickness Noise(두께소음), Loading Noise(하중소음), Acoustic Analogy(음향상사), Propeller(프로펠러), FW-H(Ffowcs Williams - Hawkins)

1. 서 론

회전익에서의 소음현상은 프로펠러 항공기, 헬리콥터 로터, 자동차의 냉각 팬, 산업용 축류 팬 등 여러 분야에 걸쳐서 문제가 되고 있다. 여기

서 발생하는 소음을 원인별로 보면 회전익의 주기적인 정속 회전에 의한 소음과, 비정상적인 난류의 유입, 회전익 표면에서의 비정상 압력 변동, 와류와 물체의 상호작용, 와류의 홀림, 고속흐름에 따른 충격파 등에 기인하여 다양하게 분류된다. 본 연구에서는 경급 또는 중급항공기의 추진장치로 많이 사용되고 있는 프로펠러에서의 두께 및 하중소음에 대해서 고찰하였다.

근래에 미국을 필두로 일반항공기에 대한 세계 시장경쟁력 확보를 위해 새로운 기술을 반영한

† 2004년 8월 4일 접수 ~ 2004년 12월 21일 심사완료

* 정희원, 전북대학교 기계항공시스템공학부

연락처, E-mail : kwryu@moak.chonbuk.ac.kr

전북 전주시 덕진구 덕진1가 664-14

추진장치 개발 프로그램이 시작되면서 프로펠러 또는 터보팬 엔진에 대한 FAR와 ICAO의 엄격한 소음규제 문제에 직면하게 되었다. 이에 대처하기 위한 방안으로 해외에서는 독자적인 소음예측 프로그램의 개발 및 검증에 관한 연구가 활발하게 진행되어 왔다.

프로펠러 소음을 발생시키는 주 원인을 분류하면 고속으로 회전하는 블레이드가 유체를 밀어내면서 내는 두께소음 (thickness noise)과 블레이드 표면의 압력 분포의 회전에 의한 하중소음 (loading noise), 그리고 고속 흐름에 의한 충격소음과 난류에 의한 광역소음 (broadband noise)으로 크게 나눌 수 있다. 음향장을 수치적으로 모사하는 것은 고차의 Navier-Stokes 방정식을 푸는 CAA (Computational Aero-acoustics) 방법과 유동장의 유동 데이터를 이용하여 음향상사 방정식을 푸는 방법, 그리고 Kirchhoff식을 이용한 방법 등이 있다. CAA기법을 이용한 소음해석은 현재의 해석 여건으로는 적용성과 해석 기술상 다소 어려움이 있으며, 그 대신 음향상사 (acoustic analogy) 해석 방법이나 Kirchhoff식을 이용한 음향장 해석은 실용화 되어 있는 상황이라고 볼 수 있다.

프로펠러의 소음 해석은 Lynam과 Webb이 처음으로 시도한 이래 [1], 정상 하중을 갖는 경우에 대해 Gutin [2]은 주파수 영역에서 해석적인 방법을 이용한 음향장 예측을 시도하였다. 시간 영역에서 Lighthill은 Navier-Stokes 방정식과 연속 방정식을 파동방정식 꼴이 우변에 존재하도록 적절하게 처리하여 유명한 Lighthill의 음향상사 방정식을 얻어내었다[3]. Curle [4]은 Lighthill의 식이 자유음장에 대해서 국한한다는 제약을 임의의 고정된 물체가 존재하는 경우로 확대하였고, Ffowcs Williams-Hawkins (FW-H)는 [5] 회전익 등 움직이는 물체의 효과까지 반영할 수 있도록 발전 시켰다.

두께소음은 주어진 회전익의 형상만을 가지고 예측이 가능하다. 그러나 하중소음의 계산을 위해서는 반드시 날개 표면에서의 하중 분포를 구해야 한다. 초기 소음해석을 수행하는 사람들은 유동장 계산이 어려운 점을 대신하여 간단하게 주어진 추력을 기반으로 하여 스펙트럼방향으로의 하중과 코드 방향으로의 하중 분포를 가정하였다. 그러나 정확한 음향장을 예측하기 위해서, 또는 저소음 형상을 갖는 프로펠러 개발에 음향장 이론을 이용하기 위해서는 유동방정식의 수치해석을 통한 정확한 접근이 반드시 필요하게 된다.

본 연구에서 중점을 둘 공력소음의 주된 계산

절차는 먼저 유동장의 정보를 구한 후, 원거리에서 음압을 음향상사 이론을 적용하여 얻어내는 것이다. 공력 자료는 자유후류방법 (free wake modelling)을 이용하여 후류형상을 순차적 시간적분방법을 통해 수행하도록 한다. 본 연구에서 선정한 프로펠러의 형상은 미국 Hartzell Propeller사에서 개발한 일반 항공기용 프로펠러이며 직경은 2.03미터이다.

II. 수치 해석

2.1 자유후류 유동장 해석

임의 형상의 삼차원 물체 주위의 유동을 물체의 경계와 후류 영역을 제외한 전체 영역에서 비압축성, 비점성이라고 가정하면 유동은 Laplace 방정식을 만족하는 포텐셜 유동이고, 속도 포텐셜을 ϕ 라 할 때 다음과 같이 표현된다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (1)$$

물체가 존재하고 있는 경우엔 물체에 의해 교란 속도가 발생하게 되며, 이 유동의 교란은 물체로부터 멀리 떨어진 영역에서 사라진다. 여기서 경계조건은 물체의 표면에 수직인 유동의 상대속도가 0이 되도록 하는 것이다.

비압축성 유동의 경우 교란의 전파 속도가 무한대라고 할 수 있기 때문에 각 순간의 경계 조건 변화에 대한 영향이 그 순간 전체 유동장으로 전파된다. 그러므로 매 시간 간격마다 변화된 경계조건으로 유동 지배식을 풀면 된다. 식 (1)을 Green의 상반정리를 이용하여 적분하면 용출 (source)의 세기 σ 와 중첩 (doublet)의 세기 μ 의 합으로 교란 속도 포텐셜 값을 나타낼 수 있다. 물체 표면의 한 지점에서 거리 r 만큼 떨어진 위치에서의 유동은 다음 식에 의해서 지배받는다.

$$\int_{S_s} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \int_{S_s} \mu_w \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \int_{S_s} \sigma \frac{1}{r} dS = 2\pi\mu_p \quad (2)$$

여기서 μ_p 는 물체표면상의 점 P에서의 중첩 값이며, μ_w 는 후류의 중첩 세기이고, r 은 물체표면의 한점에서 유동장내 임의의 점까지의 거리를 의미한다. 위 식은 물체 표면을 차분화시킨 패널 분포에 의해 대수 행렬식으로 바꾸어 조절점 (control point)에서의 중첩의 세기를 결정하여

공기력을 얻어내게 된다[6]. 이 식을 표현하면

$$A_{ij}\mu_j = S_i \tag{3}$$

여기서 A_{ij} 는 영향계수 행렬, μ_j 는 중첩의 세기, 그리고 우변 S_i 는 경계조건에 의해 결정되는 값을 나타낸다. 특별히 회전익 뒷전에서는 흐름이 유한한 값을 갖고 매끄럽게 이탈되도록 하는 Kutta condition을 갖도록 한다. 식 (3)은 가우스 소거법을 통해서 구할 수 있으며, 정확도를 높이기 위해 scaling과 pivoting을 수행 한다.

회전익의 공력 해석을 위해서는 먼저 지정후류 모델(prescribed wake modelling) [7]에 해당하는 후류 형상을 통해서 유동장을 결정하는 방법이 있다. 이 모델은 헬리콥터 로터에 대해서 실험을 통해서 얻어낸 경험적인 후류 형상 식이며, 반복적인 계산을 통해 추력계수를 수렴시켜나가는 방법이다. 그러나 정지 비행의 경우가 아닐 때에는 지정후류 방법의 사용은 한계에 이르게 된다. 따라서 자유후류 방법 (free wake modelling)을 이용한다면 프로펠러의 전진비행에 해당하는 후류의 형상을 비정상 공력해석을 통해서 얻어낼 수 있게 된다. 본 연구에서는 전진 비행하는 프로펠러의 소음해석을 위해서 자유후류 공력해석 접근법을 적용하기로 한다.

2.2 음향상사 해석

회전익 등 움직이는 물체에서 발생하는 소음은 다음과 같은 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식에 지배된다.

$$4\pi a_0^2 \rho'(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|} \right] dV(y) - \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \left[\frac{P_{ij}n_j}{r|1-M_r|} \right] dS(y) + \frac{\partial}{\partial t} \int_S \left[\frac{\rho v_i n_i}{r|1-M_r|} \right] dS(y) \tag{4}$$

여기서 T_{ij} 는 Lighthill의 응력 텐서, P_{ij} 는 압축 응력 텐서, a_0 는 음속, $r = |\vec{x} - \vec{y}|$ 은 음원에서 관찰자까지의 거리, M_r 은 음원의 이동속도 벡터의 관찰자 방향 성분으로 방사방향으로의 상대 마하수 즉, $M_r = (x_i - y_i)M/r$ 를 나타낸다. 식 (4)의 첫 번째 항은 움직이는 사극음원의 분포와 동일한 기여를 하며, 두 번째 항은 정상 또는 비정상 하중에 의한 하중소음 (loading noise)을 나타내고, 마지막 항은 움직이는 물체 표면에 따른 체

적 변위 효과에 의한 두께 소음(thickness noise)을 나타낸다. 위 식의 세 음원은 독립적으로 작용하고 중첩에 의해 음향장을 형성하므로 음원 각각에 대한 연구가 가능하다. 그러나 위의 해를 이용한 방법은 유동장 해석에 의한 표면에서의 정보 및 난류 유동장에 의한 속도 교란 값 모두를 필요로 한다.

음향상사식을 이용한 해석상의 문제는 식(4)에서 보이는 바와 같이 미분-적분 방정식 꼴로 표현된다는 것이며, 더군다나 지연시간 효과까지 감안하면 수치적분이 그리 간단하지 않다는 점이다. 음향상사식에 대한 변형 꼴을 더듬어 보면, Lowson은 Lighthill 식으로부터 공간상에 움직이는 하중에 의해서 발생하는 소음을 회전하는 하중점으로 간략화 한 바 있다[8]. Lowson이 제안한 식을 통해서 물체 표면의 하중분포를 알 때 원거리에서의 음압을 매우 간단하게 예측할 수 있으며, 비록 그 하중이 정상하중이라 해도 원거리에서 소음을 발생시킴을 알 수 있다. 한편 Farassat [9]은 식 (4)의 적분 밖 존재하는 시간 및 공간 미분을 적분 안으로 보내도록 하여 단순하고 수치계산에 편리한 꼴을 제시하였다. 본 연구에서는 다음과 같이 Farassat이 제안한 공식 1A (Formula 1A)를 이용하여 두께소음과 하중소음을 예측하였다. 먼저 두께소음은 다음과 같다.

$$4\pi p'_r(\vec{x}, t) = \int \left[\frac{\rho_0 c_0 \dot{M}_n}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int \left[\frac{\rho_0 c_0 M_n (rM_r \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \tag{5}$$

여기서 c_0 는 유체의 음속, ρ_0 는 유체밀도, M 은 음원의 이동속도, r 은 음원과 관찰자까지의 거리이다. [] 기호는 지연시간 $\tau = t - r/c_0$ 을 고려한 연산을 나타낸다. 두 번째로 하중소음은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$4\pi p'_l(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int \left[\frac{\hat{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{c_0} \int \left[\frac{l_r (rM_r \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \tag{6}$$

이다. 여기서 \hat{l}_i 는 단위면적당 유체에 가해지는 힘, $\hat{r}_i = \vec{r}/r$ 는 단위벡터를 나타낸다.

프로펠러 소음은 하모닉 성분으로 이루어진 피크치와 광대역 주파수로 분포하는 소음성분으로 구성된다. 여기서 피크 성분을 톤 소음이라고 하고 주파수에 따라 넓게 분포하는 소음을 광역소음이라고 구분한다. 톤 소음의 원인은 블레이드 통과 주파수(Blade Passing Frequency, BPF)와 날개 뒷전에서 발생하는 후류 와류의 주기적인 홀림이나 간섭에 의해서 발생된다. 여기서 블레이드 통과 주파수는 블레이드가 유체에 모멘텀을 전달하면서 블레이드 전후의 압력차에 의해 발생하는 표면력이 블레이드와 함께 일정속도로 회전하면서 발생하는 소음으로, 기본주파수인 회전 주파수와 블레이드 수의 곱으로 이루어진다. 보통 실험을 통해서 확인하면 BPF의 정수배에 해당하는 하모닉 성분들이 피크치를 형성하는 특성을 갖고며 회전익의 주된 소음원이 된다. 이러한 소음원은 블레이드에 작용하는 힘의 시간에 따른 변화(회전 자체만으로도 시간에 따른 변화를 일으킨다)에 의하여 발생하는 특성이 있다.

저속 회전하는 블레이드의 경우에는 회전면 전후의 압력차는 그리 크지 않게 되며, 이때의 소음 특성은 두께소음 또는 하중소음에 의한 이산소음(discrete noise) 보다는 블레이드 뒷전에서 이탈되는 와류에 의한 소음이 더 지배적일 수 있다. 그러나 일반적인 프로펠러 항공기의 운전조건에서는 두께 및 하중소음에 의한 이산소음이 광역소음보다 훨씬 큰 값을 갖는 것으로 잘 알려져 있으므로, 본 연구에서는 광역소음에 대한 효과는 고려하지 않는 것으로 한다. 다만 저속으로 회전하는 프로펠러의 경우에는 광역소음의 효과가 이산소음에 비해 더 지배적일 수 있다.

III. 결과 및 토의

3.1 프로펠러 모델 및 소음해석 검증

본 연구에서 모델로 선택한 프로펠러는 Hartzell Propeller사에서 제작한 둥근 팁 형상을 갖는 항공기용 프로펠러로서 주요 제원은 Table 1과 같다.

Table 1. Main parameters of the Hartzell propeller blade

Parameter	Value
Diameter (m)	2.03
Number of Blades	2
Airfoil	Clark Y
Model	F8476 D-4

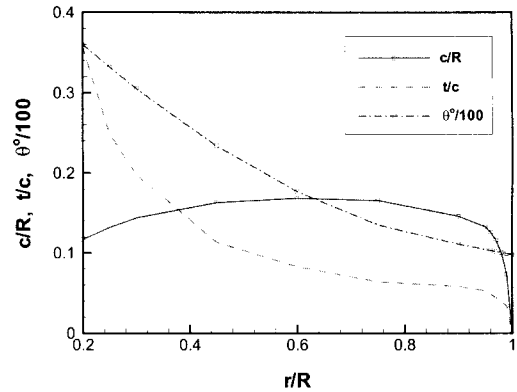


Fig. 1. Radial distribution of chord length, thickness, and twist angle for the propeller

실제 프로펠러 형상은 허브 측에 원뿔모양의 형상을 갖는 덮개가 있으나, 이 부분은 모델의 편의성을 위해 고려하지 않기로 한다. 이러한 가정이 유동장 및 음향장에 미치는 영향은 미미할 것으로 여겨진다.

Fig. 1은 본 연구에서 선정한 Hartzell 프로펠러의 코드길이, 두께, 그리고 비틀림 각 θ 의 분포를 스캔 방향을 따라서 나타낸 것이다. 프로펠러는 허브에 가까워질수록 구조적인 강도 증가를 위해서 두꺼운 에어포일을 사용하고 있음을 알 수 있다. 블레이드를 이루는 에어포일의 형상은 기본적으로 Clark Y 단면이나, 실제적으로 여러 개의 에어포일 형상을 사용하였음을 알 수 있다.

먼저 본 연구를 위해 해석한 두께소음 결과와 NASA에서 개발한 항공기 프로펠러 소음예측 프로그램 ANOPP-PAS의 두께소음 해석 결과를 비교하면 Table 2와 같다. 여기서 운전조건은 2,100rpm에서 프로펠러 전진속도는 40.2m/s이고 75% 스패에서의 피치각도는 19.9°로 설정하였다. 두 계산 결과를 놓고 볼 때, 서로 매우 잘 일치하고 있다고 판단할 수 있다.

Table 2. Noise levels for different positions

r (m)	Present (dB)	ANOPP-PAS (dB)
10	91.7	92.5
20	85.5	86.4
30	82.0	82.9
40	79.5	80.4
50	77.5	78.4

3.2 자유후류방법을 통한 유동장 계산

공력해석을 위한 프로펠러의 운전조건은 다음

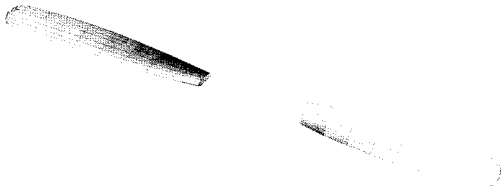


Fig. 2. View of the propeller model

Table 3과 같이 3가지 경우에 대해서 시도하였다. 여기서 피치각 $\theta_{0.75}$ 는 블레이드의 75% 스패에서의 피치각도를 의미한다. 자유후류 패널방법을 이용한 공력해석을 위해서 초기 블레이드는 코드방향으로 21개, 스패방향으로 14개의 격자점을 구성하였으며, 팁으로 갈수록 그리고 날개 앞전이나 뒷전으로 갈수록 격자점을 조밀하게 구성하여 계산의 정확도를 높이도록 하였다. 프로펠러의 패널 격자계 구성은 Fig. 2와 같다.

Table 3. Operating cases of the propeller

	Pitch $\theta_{0.75}$ (deg)	Speed (rpm)	Flow velocity (m/s)
CASE 1	20.8	2,700	69.5
CASE 2	20.8	2,189	77.2
CASE 3	19.9	2,100	40.2

실제 계산 시에는 프로펠러와 후류는 대칭구조를 갖기 때문에 하나의 블레이드와 거기에서 발생하는 후류에 대해서만 계산이 이루어진다. 자유후류방법에 의한 후류의 이동은 유동장을 근거로 하여 4차의 Runge-Kutta 방법을 이용하여 매 시간 얻어내었다.

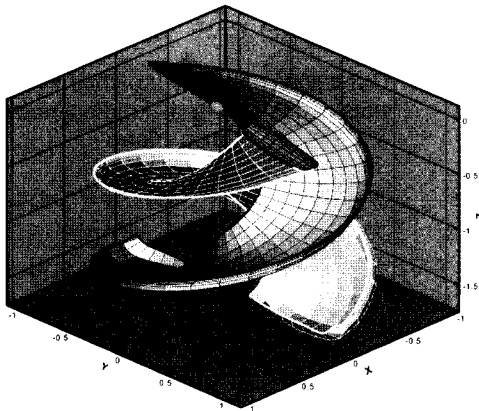


Fig. 3. Free wake geometry from the Hartzell propeller

후류의 형상은 Fig. 3과 같이 스크류가 전진하는 것처럼 헬리컬 궤적을 이루는 것으로 나타나며, 특히 블레이드 팁에서 후류가 아래에서 위 방향으로 말려 올라감을 알 수 있다. 이는 프로펠러의 특성상 프로펠러 앞면보다 뒷면의 압력이 높기 때문에 이 압력차로 발생하는 후류의 회전 방향이 와류의 말림 형태를 결정하는 것으로 볼 수 있다.

3.3 음향상사 해법을 이용한 소음해석

공력해석 결과를 기초로 프로펠러 회전면상에 중심으로부터 1.5D만큼 떨어진 위치에서 두께소음과 하중소음을 계산하였다. CASE 1에 대한 음향 신호는 Fig. 4와 같은 파형을 가짐을 알 수 있다. 결과에서 알 수 있듯이 본 프로펠러의 운전조건에서 하중소음은 두께소음에 비해 더 지배적인 음원임을 보여주고 있다. 헬리콥터 로터의 경우에는 회전 디스크 면에서 두께소음이 하중소음보다도 더 큰 경우를 볼 수 있는 것과는 대조적인 결과라 볼 수 있다[10]. 그러나 보다 더 자세한 조사는 음의 방향성을 두 소음원에 대해서 비교해보는 것이 더 의미 있으리라 본다.

헬리콥터 로터 블레이드에 있어서 대부분의 두께 소음은 팁 근방에서 발생하는 것으로 알려져 있다[11]. 프로펠러는 팁에서의 두께가 비교적 얇고, 특히 round tip 형상은 square tip 형상에 비해 팁 근방의 두께가 더 얇기 때문에 소음 저감에 있어서는 유리한 형상이라 할 수 있겠다.

Fig. 5는 CASE 1에 대한 하중소음과 두께소음 각각의 시간에 따른 음압 변동치를 주파수 분석한 결과를 나타낸다. 모든 주파수에 대한 총소음 레벨 OASPL (Overall Sound Pressure Level)은

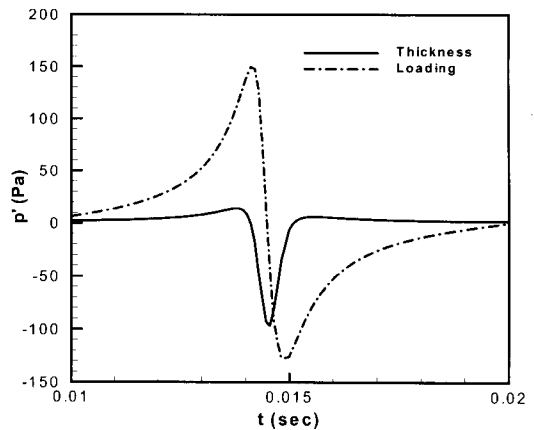


Fig. 4. Acoustic pressure - time history for CASE 1

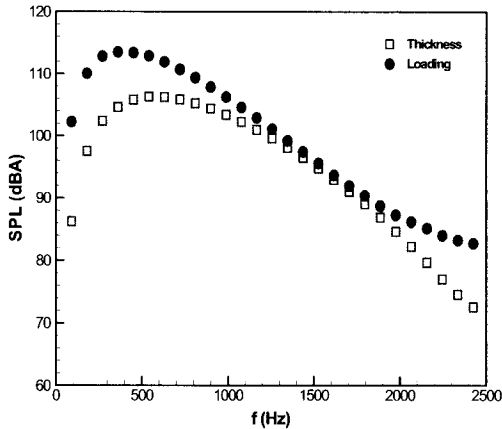


Fig. 5. Sound pressure level in frequency domain for CASE 1 (OASPL = 123.4 dBA)

123.4dBA에 이르며, 측정 위치는 디스크면에서 중심에 1.5D만큼 떨어진 위치로 하였다.

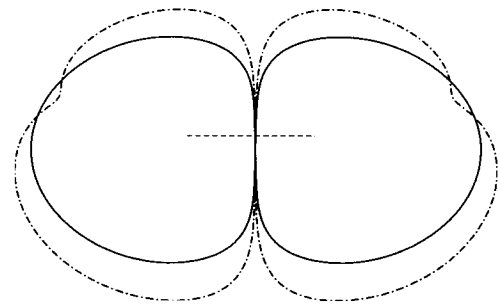
결과에서 보이는 바와 같이 BPF는 90Hz가 됨을 알 수 있으며, 소음의 피크는 500Hz 근방에서 발생하고 주파수가 증가할수록 선형적으로 소음레벨이 감소하는 것을 보여준다. 이는 프로펠러의 소음이 터보팬 엔진 소음에 비해 상대적으로 저주파수 특성을 갖는 결과와 일치한다. Fig. 5의 결과를 볼 때 특히 저주파수 영역에서 하중 소음이 두께소음에 비해서 지배적인 소음방사 특성을 보임을 알 수 있다.

Fig. 6은 프로펠러의 회전면에 직각으로 놓인 면을 가상하고 그 면상에서 허브를 중심으로 일정한 거리에서 계산된 두께소음과 하중소음의 음압수준에 대한 방향성 (directivity pattern)을 나타낸 것이다. 그림 상에서 윗면은 프로펠러의 전방이 된다. 결과에서 보이는 바와 같이 두께소음은 프로펠러 전후가 대략 대칭의 방향성을 갖지만 하중소음의 경우에는 프로펠러 전방보다는 후방 쪽의 소음이 더 크게 나타났으며, 두께소음에 비해 보다 더 지배적임을 알 수 있다. 계산된 경우에 대한 소음수준을 종합하면 Table 4와 같다.

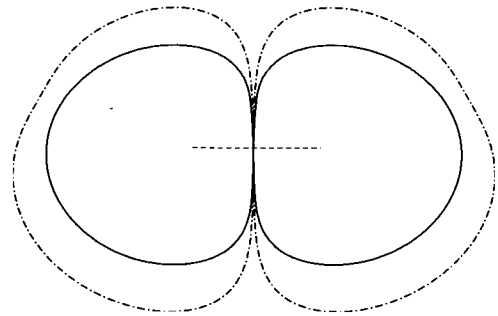
Table 4. SPL for each sound source

	Thickness (dBA)	Loading (dBA)	Total (dBA)
CASE 1	115.6	121.8	123.4
CASE 2	93.6	107.8	108.4
CASE 3	90.6	105.8	106.3

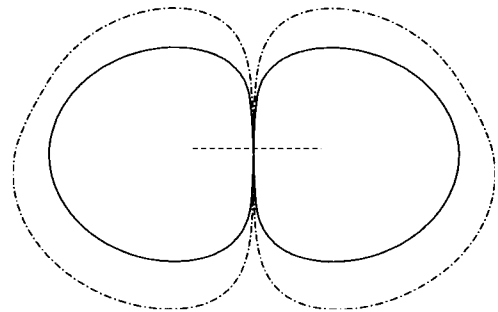
Fig. 6과 Table 4의 결과를 통해 볼 때, 프로펠러



(a) CASE 1



(b) CASE 2



(c) CASE 3

Fig. 6. Directivity patterns (solid: thickness noise, dash-dotted: loading noise, ----- : disc plane)

의 하중소음은 두께소음에 비해 훨씬 지배적이거나, 회전수가 증가할수록 특정 방향에서는 하중소음에 로브의 합물 현상이 생겨나게 되어 두께소음보다 작아지는 영역이 존재함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 일반 항공기에 사용되고 있는 텃 모양이 둥근 Hartzell 프로펠러 F8476 D-4 모

델에 대한 두께소음과 하중소음을 수치적으로 예측하였다. 소음해석에 앞서 먼저 자유후류 패널 방법과 비정상 베르누이 방정식을 이용하여 프로펠러 표면에서의 압력 분포를 얻어내었다. 주어진 프로펠러 형상에 대해서 소음을 예측한 결과 두께소음의 경우에는 프로펠러 전후방의 지향성이 대칭분포를 가진 반면에, 하중소음의 경우에는 프로펠러 전방에 비해서 후방 소음이 더 크게 나오는 결과를 보여주었다. 또한 일반적인 운전 조건에서 하중소음은 두께소음에 비해서 지배적인 소음으로 작용하고 있음을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 한국과학재단의 해외 post-doc. 연구 수 및 (주) Kowintec의 지원에 의하여 연구되었음. 프로펠러 형상 자료에 협조해준 Hartzell Propeller Inc.에 사의를 표함.

참고문헌

1) Lynam F. J. H., and Webb, H. A., "The Emission of Sounds by Airscrews", Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the Year 1918-1919, Vol. 11, 1919.
 2) Gutin, L., 1948, "On the Sound Field of a Rotating Airscrew", English Translation NACA TM No. TM1195, 1948.
 3) Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically (I) General Theory", Proc.

Royal Society of London, Series A, 211, 1952, pp. 564~587.

4) Curle, N., "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound", Proc. Royal Society of London, Series A, 214, 1955, pp. 505~514.

5) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., "Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion", Proc. Royal Society of London, Series A, 1969, pp. 264~321.

6) Maskew, B., "Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods", J. of Aircraft, Vol. 19, 1981, pp.157~163.

7) Kocurek, J. D. and Tangler, J. L., "A prescribed wake lifting surface hover performance analysis", J. American Helicopter Society, Vol. 17, 1977, pp. 3-15.

8) Lawson, M. V., "The Sound Field for Singularities in Motion", Proc. Roy. Soc. London, Series A 286, 1965, pp.559~572.

9) Farassat, F., and Succi, G. P., "The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise", Vertica, Vol. 7, 1983, pp.309-320.

10) 유기완, "축소형 UH-1H 로터에서의 광역 소음과 이산소음의 비교", 한국항공우주학회지 Vol. 33, No. 1, 2005, pp. 20~25.

11) Farassat, F., Pegg, R. J., and Hilton, D. A., "Thickness Noise of Helicopter Rotors at High Tip Speed", AIAA Paper 75-453, 1975.