

회전의 공력소음의 수치적 예측

°이 정한* , 이 수갑**

Numerical Prediction of Aerodynamic Noise from Rotors

Jeonghan Lee, Soogab Lee

ABSTRACT

Numerical predictions of aerodynamic noise radiated by subsonic rotors are carried out. A time domain approach for Ffowcs-Williams Hawkins equation of acoustic analogy is used in developing a comprehensive rotor/fan noise prediction program to handle both arbitrary blade shapes and loading conditions. Since only the aeroacoustic aspects of rotors are considered here, the calculations are carried out for rotors with simple aerodynamic characteristics. Broadband noise from ingestion of turbulence is also considered. By incorporating discrete frequency noise prediction of steady loading with broadband spectrum, much better correlation at the low frequency region with experimental data is obtained. The contributions from different noise mechanisms can also be analysed through this method.

1. 서 론

회전은 현대 사회의 발달과 더불어 그 응용범위가 매우 넓어지고 있다. 헬리콥터, 프로펠 엔진등에 이용되는 로터(rotor)나 프로펠러(propeller)로부터 우리의 생활에 필수적인 여러 종류의 회전 기계 시스템들에 팬(fan)이 사용되고 있다. 그러나 최근 환경에 대한 관심이 고조되고 있는 가운데 쾌적한 생활에 커다란 장애요소로 등장한 회전의 소음공해의 폐해는 이에 대한 규제강화와 더불어 그 심각성이 부각되고 있다. 수직 이착륙 특성 때문에 각광받는 헬리콥터와 제트 엔진보다 높은 에너지 효율을 가진 프로펠 엔진은 모두 회전의 고속 회전에 의해 심각한 수준의 소음을 유발한다. 또한 산업 현장이나 가정에서 이용되는 각종 팬 소음에 대해서도 각종 규제와 품질 고급화 요구에 부응

하는 측면에서 관심이 모아지고 있다. 이렇듯 회전에 의한 공력소음은 회전의 유용한 이용에 앞서 선결되어야 할 과제이다.

회전에서 방사되는 소음은 그 푸리에 스펙트럼(Fourier spectrum)의 특성에 따라 불연속 주파수 소음(discrete frequency noise) 및 광대역 소음(broadband noise)으로 구분된다. 회전의 소음 스펙트럼에서 우선적으로 발견되는 톤(tone)들은 회전의 통과 주파수(Blade Passing Frequency, BPF)의 정수배인 하모닉(harmonic)에서 발생하는 순수톤(pure tone)들이며 불연속 주파수 소음으로 분류된다. 이들은 블레이드의 회전과 함께 항상 일정하게 반복되는 교란에 의한 소음이다. 회전의 소음의 두 번째 종류는 소위 광대역 소음으로 구분되는 스펙트럼 종류로서 넓은 주파수 영역에 걸쳐 연속적인 스펙트럼을 가진 소음이다. 전자의 경우와 달리 후자의 특성은 결정짓기가 쉽지 않으며, 임의의 교란에

* 서울대학교 대학원 항공우주공학과

** 서울대학교 공과대학 항공우주공학과 교수

의해 발생하는 소음이다. 특정한 회전익의 소음 메커니즘은 회전익 소음 특성을 결정짓는 네가지 변수, 즉 회전익 형상, 운용조건, 원음장 주파수, 그리고 방향성(directivity)에 의해 매우 판이한 성질을 가지므로 일반적으로 결론내리는 것이 불가능하다.

본 연구에서는 임의의 형상을 가지며, 표면에서 임의의 하중조건을 갖는 회전익의 불연속 주파수 소음 예측을 위한 FWH (Ffowcs-Williams Hawings) 방정식의 수치적 구현과 이중극의 성질을 가지나 난류의 임의적 성질에 의해 블레이드 하중의 엄밀한 값을 구하는 것이 불가능한 난류유입에 의한 광대역 소음 예측을 위한 수치적 연구를 병행하였다. 수치 구현을 위해 F. Farassat에 의한 시간영역 FWH 방정식이 이용되었고 깃끝 마하수가 아음속 영역인 임의의 형상과 하중조건을 갖는 회전익에 대해 일반적으로 적용될 수 있도록 구현하였다. 다만 고속 운동에 의한 충격파, 난류등의 비선형 효과를 포함하는 사중극항은 그 영향이 매우 작으므로 무시하였으며, 난류 유입에 의한 광대역 소음은 균등질, 등방성 난류 스펙트럼을 가정한 Homicz의 소음 스펙트럼 예측을 이용하여 광대역 소음의 영향을 살펴보고자 한다.

2. 이 론

Farassat¹⁾에 의한 음향상사 방정식의 해는 다음과 같다.

$$4\pi p'(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \frac{\partial}{\partial t} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 c_0 v_n + l_r}{r(1-M_r)} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r}{r^2(1-M_r)} \right]_{ret} dS$$

여기서 $l_r = l_i \hat{r}_i$ 로서 음파 방사 방향으로의 단위 유체면적당 가해지는 힘이다. Farassat은 윗식을 그의 초기연구들에서 이용하였으며, 시간 미분항은 수치적으로 계산되었다. 그러나 윗식의 시간 미분항이 수치적으로 계산되어야 하므로 Farassat은 몇가지 변환관계를 이용하여 계산의 정확도와 속도의 향상을 도모하였다. 소위 Farassat의 1A²⁾ 방정식으로 불리우는 이 식은 다음과 같다.

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \quad (1)$$

여기서,

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n}{r(1-M_r)} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \hat{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \hat{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

윗식의 $p'_T(\vec{x}, t)$, $p'_L(\vec{x}, t)$ 는 각각 두계소음과 하중소음항을 나타내며, \hat{M}_i 와 l_i 는 각각 지연시간(음원시간)에 대한 미분을 나타낸다. 윗식은 Farassat의 Formulation 1A로 불리우며 Formulation 1 보다 복잡한 피적분항을 가지나, 관찰자 시간에서의 수치적 미분에 의한 정확도 손실을 줄이게 된다. 윗식은 또한 임의의 블레이드 형상과 움직임, 그리고 임의의 메커니즘에 의한 하중조건에 모두 적용될 수 있으며, 근접장(near-field)과 원음장(far-field)의 효과가 각각 $\frac{1}{r^2}$, $\frac{1}{r}$ 항들에 의해 나타난다.

윗식의 피적분항들은 지연시간에서 계산되어야 한다. 지연시간 또는 방사시간(emission time)은 음향학적 패널(panel)상의 음원이 관찰자에게 시간 t 에 들리는 소리를 방사하는 시간이며 다음식으로부터 계산하게 된다.

$$g = r - t + \frac{r}{c_0} \quad (2)$$

윗식에서 τ 는 지연시간, 음원시간 또는 방사시간을 의미한다.

Homicz³⁾는 난류의 아음속 회전익으로의 유입에 의한 소음에 대한 해를 유도하였다. 무차원화된 형태의 음향 스펙트럼식은 다음과 같다.

$$\frac{\langle S_p \rangle}{\rho_0 a_0^3 \Omega^{-1} M_0^2 (R_T/r)^2} = \frac{16\pi^4 B^2 M_0^4}{1 - M_0^2} \times \left(\frac{bc}{R_T^2} \right)^2 \left(\frac{R_T}{R_0} \right)^2 \left(\frac{\Omega \Lambda}{V_c} \right)^3 \left(\frac{f}{\Omega} \right)^2 \times \int_{\xi_{min}}^{\infty} d\xi \xi \sum_{n=-\infty}^{n_+} \sum_{l=-\infty}^{\infty} E_{int} E_{turb} (E_{aero} E_{span}) \quad (3)$$

여기서,

$$\xi_{min} = \left| \frac{f}{\Omega} - \frac{nB}{(V_c/\Lambda\Omega)} \right|$$

$$n_{1,2} = \left[\frac{f \mp \left(\frac{V_c}{\Lambda \Omega} \right) \xi}{B} \right]$$

$$E_{int} = \left[\cos \mu \sin \phi - \frac{(nB - 1) \sin \mu}{M_0 (F/\Omega)} \right]^2 f_{nB}^2 - \left(M_0 \frac{f}{\Omega} \cos \phi \right)$$

$$E_t = f_{nB}^2 \left(\frac{M_0}{M_c} \sqrt{(V_c/\Lambda \Omega)^2 \xi^2 - \left(\frac{f}{\Omega} - nB \right)^2} \right)$$

$$E_{turb} = \frac{\left(\frac{V_c}{\Lambda \Omega} \right)^2 \xi^2 - \left(\frac{f}{\Omega} - nB \right)^2}{(1 + 4\pi^2 \xi^2)^3}$$

하첨자 0는 쌍극점음원의 물리량들을 나타내며, nB 는 f/Ω 에 가장 근접한 블레이드 통과 주파수를 나타낸다. 윗식은 회전하는 쌍극점음원 가정을 이용하였고 비정상 공기역학 현상과 블레이드 스펙방향 음원분포를 나타내는 두개의 전달함수(transfer function)가 추가적으로 도입된다.

3. 계산방법

식(1)은 임의의 운동을 하는 회전익에 모두 적용될 수 있다. 관찰자에 비해 상대적 운동을 하는 회전익에 대해서도 소음예측을 수행할 수 있는 일반성을 위해 관찰자에 대해 직선 운동하는 회전익에 대한 소음예측이 가능하도록 프로그램을 작성하였다. 임의로 움직이는 회전익의 소음예측을 위해서는 좌표변환이 필요하다. 모든 계산은 공간 고정 좌표계 (x_1, x_2, x_3) 에서 이루어지며 회전익 고정 좌표계 (η_1, η_2, η_3) 에서 계산된 양들은 행렬 변환을 이용해 변환된다. 우선 공간 고정 좌표계의 원점은 비회전 운동 좌표계 (X_1, X_2, X_3) 의 원점과 벡터에 $\vec{y}_0(t)$ 에 의해 관계되며, 관찰자 시간 $t=0$ 일 때, 두 좌표계는 일치한다. 회전익 고정 좌표계는 운동좌표계에 대해 각 ϕ 만큼 회전된 좌표계이다. 벡터 \vec{y} 를 회전익 고정 좌표계상의 위치벡터라고 하면, 공간 고정 좌표계에서의 위치벡터 \vec{y} 는 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{y} = \vec{y}_0(t) + A_1 A_2 \vec{y}$$

여기서 A_1, A_2 는 각각 회전축의 기울기와 회전익 회전을 나타내는 1차 변환행렬이다.

회전익 고정 좌표계상에서의 소음 계산은 우선 회전익 표면을 여러개의 패널로 나누는 것으로 시작된다. 식(1)의 적분은 피적분항의 각 패널의 중심값을 계산하여 패널 전체의 값으로 근사 계산하였다. 패널은 방사 소

음에의 기여도가 가장 큰 깃끝 부분에서의 정확도 향상을 위해 깃끝 부분에 밀집시켜 주었으며, 시위(chord) 방향으로는 곡률 변화가 심한 블레이드의 앞전 부분에 밀집되도록 하였다. 각 패널에서의 계산은 지정된 주기 전체의 모든 방위각에 대해 우선적으로 시행되며, 지연시간의 계산시에 반복계산의 초기치에 바로 이전에 계산된 지연시간을 이용함으로써 반복계산의 횟수를 줄일 수 있기 때문에 이 방법을 사용한다.

식(2)에서 관찰자 시간 t 와 위치 \vec{x} 를 고정시키면, $\frac{\partial g}{\partial \tau} = 1 - M$, 인 관계를 얻는다. 여기서 $M < 1$ 이면 $\partial g / \partial \tau$ 는 항상 양의 값을 가지게 되며, 본 연구에서와 같이 모든 회전익 영역에서 M , 이 1보다 작은 경우는 함수 g 가 τ 의 단조증가함수가 되어 오직 하나의 해를 갖는다. 따라서 이 경우에는 회전익상의 각 음원 지연시간의 결정에 매우 빠른 수렴성을 갖는 Newton의 방법을 적용하였다.

식(1)은 날개 두께에 의한 음압과 날개 하중에 의한 음압을 선형적으로 더하여 총음압을 구하며, 이들은 또한 각각 근접장(near-field)항들과 원음장(far-field)항들로부터 얻어진다. 모든 패널에 의한 영향을 합하면 음압이 시간에 대한 변화가 얻어진다. 음압 변화는 푸리에 변환을 통해 각 하모닉에 대해 음압수준(音壓水準, Sound Pressure Level)의 단위를 가진 음향 스펙트럼으로 변환된다.

식(3)은 고차의 베셀함수 계산과, 무한합, 그리고 부정적분으로 이루어진 매우 복잡한 형태이다. 다음의 방법으로 계산되었다.

- i) l 에 대한 합은 베셀함수, $J_n(x)$ 가 $|n| \geq x$ 에 대해서 지수적으로 감소하는 성질을 이용한다.

$$|l| \leq \frac{M_0}{M_c} \sqrt{\left(\frac{V_c}{\Lambda \Omega} \right)^2 \xi^2 - \left(\frac{f}{\Omega} - nB \right)^2}, E_t$$

$$|nB - 1| \leq M_0 \frac{f}{\Omega} \cos \phi, E_{int}$$

위의 두 조건을 동시에 만족시키는 l 의 값을 이용하여 계산시간을 단축하였다.

- ii) 부정적분은 피적분 함수 자체의 불연속성을 고려하여 함수가 집중된 곳에서의 유한적분과 나머지 부분에서의 부정적분으로 나누어 계산하였다.
- iii) 고차 베셀 함수의 계산을 위해서 Miller의

알고리즘을 이용하였다.⁴⁾

4. 계산결과 및 검토

그림(1)은 UH-1H 헬리콥터 주 회전익의 1/7 축적 모델에 대한 두께소음의 계산 결과를 나타낸다. 헬리콥터 로터가 계산 모델로 이용된 것은 헬리콥터 소음에 대한 수치적, 실험적 연구가 많이 이루어져 있고, 블레이드 형상이 비교적 간단하며 정확히 주어져 있기 때문이다.

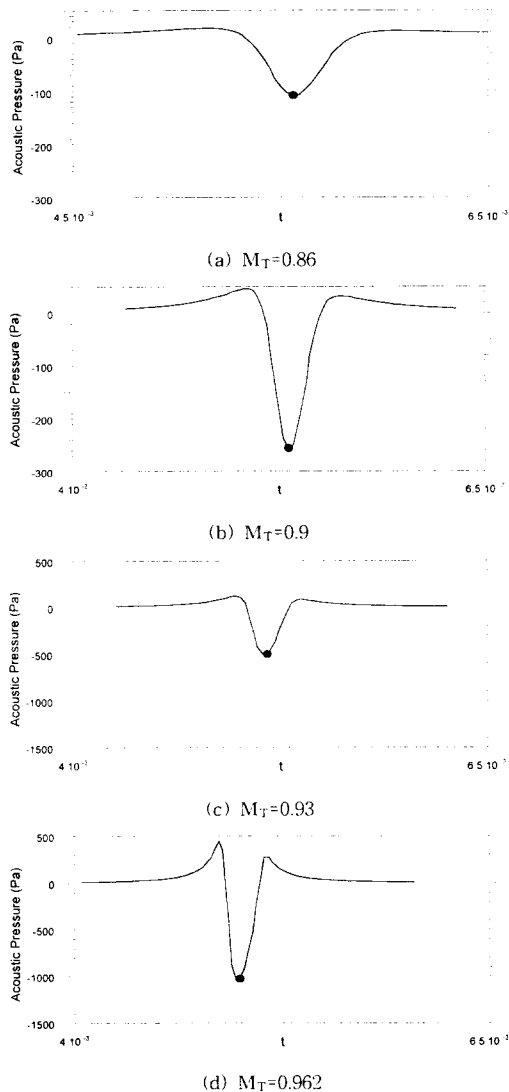


Fig. 1 Thickness wave form at nonlifting hover in plane, $r_0 = 3r_T$ (●: frequency domain method by Kim⁵⁾)

UH-1H 헬리콥터의 주 회전익은 단면의 익형이 NACA 0012로 일정하며, 종횡비 (aspect ratio)가 13.71인 직선형 블레이드가 2개 장착되어 있다. 운용상태는 BVI 소음이 간섭되지 않는 무양력 제자리 비행(nonlifting hover)상태로 정하였고, 관찰자 위치는 두께소음이 최대가 되는 회전익의 회전면상에서 블레이드 반경의 3배 거리에 고정시켰다. 깃 끝 마하수가 0.86에서 0.962까지 변화할 때 두께소음은 일단 마하수 증가와 함께 1주기당 음압이 부(負, negative)가 되는 영역이 좁아지고 부음압의 절대 크기가 급격히 증가한다. 주파수 영역방법을 이용한 계산치와 비교하였으며, 부음압의 최대 크기가 본 논문의 값과 비슷한 것을 알 수 있다.

다음으로는 개발된 소음예측 프로그램의 쌍극형 소음 예측 기능을 이용하여 헬리콥터에서 발생하는 충격소음(impulsive noise)의 메커니즘의 하나인 블레이드 와류 상호작용(Blade Vortex Interaction, BVI)을 해석하였다. BVI 소음은 헬리콥터 로터의 양력 발생에 의해 생성되는 강한 와류가 회전하는 블레이드 표면에 작용하여 생성되는 강한 쌍극형 음원에 의한 충격 소음이다. 그동안 많은 수치적 연구가 BVI 소음의 예측을 위해 이루어져 왔으나, 이론적 예측은 실험과 많은 차이를 보이고 있다. 이는 BVI 소음이 로터 블레이드의 국부적 공력역학 상태에 크게 좌우되어 BVI의 공력적 해석이 매우 어렵기 때문이다. Yung H. Yu et. al.⁶⁾은 AFDD, DLR, ONERA 등에서 BVI 소음예측을 위해 개발된 컴퓨터 코드들을 비교하고 있으나, 그 어느 것도 BVI 소음을 만족할만큼 예측해내지 못하고 있다.

여기에서는 AH-1G 헬리콥터 로터에 대한 OLS(Operational Loads Survey) 실험의 BVI에 의한 로터 표면 압력분포를 재구성하여 소음 예측에 이용하여 보았다. 그림(2)는 관찰자가 회전면에 위치하며 헬리콥터의 전방에 위치할때의 BVI 소음 계산결과와 실험을 비교하고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 회전면상에서는 두께소음이 지배적이다. 예측된 두께소음은 실험치와 모양에 있어서는 잘 일치하고 있으나, 진폭을 약 20%정도 과소 예측하는 것으로 나타났다. 두께소음과 달리 BVI 소음은 전혀 예측되지 못하고 있다. 한

가지 흥미로운 사실은 이러한 예측경향이 앞에서 언급한 여러 연구소들의 수치 예측결과와 유사하다는 점인데, 이는 부정확한 공력 데이터의 이용으로 인한 공통적 현상이다.

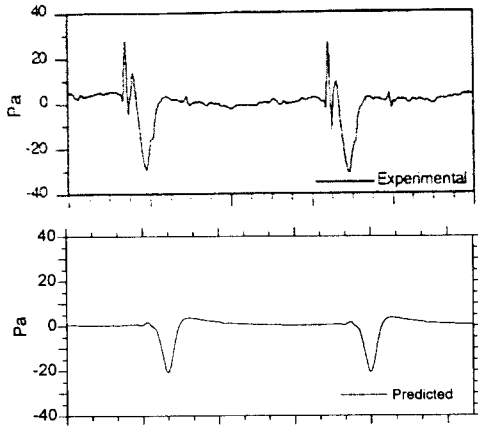


Fig. 2 BVI noise in the plane of rotation

그림(3)은 마이크로폰이 회전면으로부터 아래로 30° 기울어진곳에 위치하며, 비행방향의 전방에 위치할 때의 실험치와 계산치를 비교한 것이다.

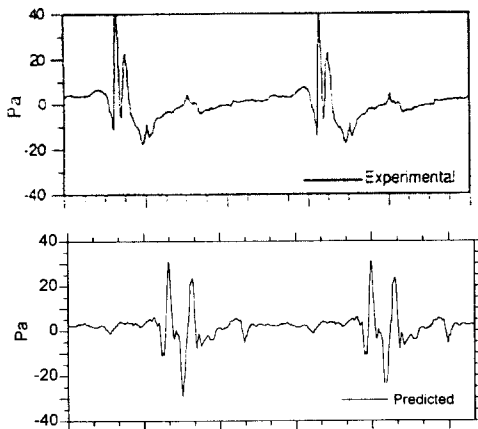
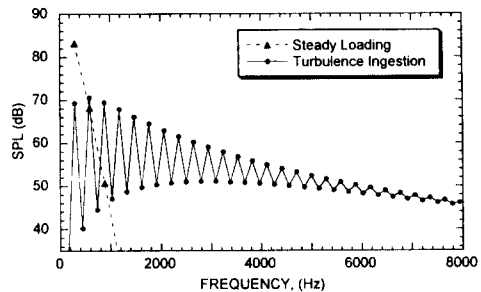


Fig. 3 BVI noise in the flight direction, $\phi = -30^\circ$

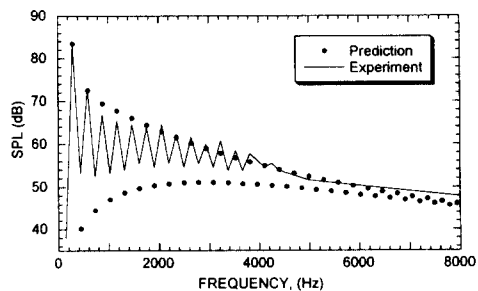
BVI 소음은 이 지점에서의 방사가 가장 큰 것으로 알려져 있으며, 크기가 매우 큰 충격 소음이 전파됨을 볼 수 있다. 실험 데이터는 두 개의 커다란 peak를 보여주고 있다. 소음 예측치의 peak 절대값은 비교적 잘 일치하고

있으나, 과도한 부음압 형상을 보여준다. 이는 입력 데이터의 해상도 부족에 기인한 결과이며, 특히 시위방향으로의 데이터 부족이 그 원인이다. 비교로부터 일반적인 결론을 내리기는 매우 어렵다. 그러나 소음 예측코드는 전체적으로 볼 때, 음향에너지 레벨은 비교적 잘 예측하고 있으나 소음 방사 메커니즘의 이해를 위한 미세한 정보는 전달하지 못하고 있다. 여기서 살펴본 바와같이 BVI 소음의 정확한 예측을 위해서는 로터 블레이드의 공력해석을 통한 표면압력 데이터를 얻는 것이 필수적이다.

Paterson과 Amiet⁷⁾의 난류유입 소음 측정 결과와의 비교를 위해 다음과 같은 실험조건을 이용하여 계산을 수행하였다. 계산에 사용된 회전익 모델은 NACA 0012 익형을 가진 4개의 로터에 대해 풍동내에서 수직 상승 비행을 모사하였다. 풍동은 9.1m/s의 속도로 운용되었으며, 측정된 난류 길이 스케일(scale)은 7.3cm이다. 블레이드 익단에서의 마하수는 0.52이며, 블레이드는 twist가 없고, 시위는 5.1cm, 로터 직경은 0.76m이다.



(a) Numerical Predictions



(b) Prediction vs. Experimental Data

Fig. 4 Turbulence Ingestion Noise ($\phi = 30^\circ$, $r = 2.5$ m)

그림(4)의 (a)는 식(1)을 이용한 정상하중 상태의 소음 스펙트럼과 식(3)에 의한 난류 유입 소음 스펙트럼의 예측치를 보여주고 있다. 첫 번째 BPF인 294Hz에서는 정상하중 소음이 지배적이며, 전 스펙트럼 영역에 걸쳐 가장 높은 소음 레벨이 예측된다. 그러나 정상하중 소음은 세번째 BPF 이상의 영역에서는 난류 유입 소음에 비해 무시할 수 있을 정도이다. 정상하중 소음은 또한 날개 두께 소음 성분이 지배적인 것으로 나타났다.

그림(4)의 (b)는 정상하중 소음과 난류 유입 소음의 영향을 모두 고려한 예측 결과와 실험 결과를 비교하고 있다. 실험 결과는 난류 유입에 의한 BPF 특성이 약 15번째 하모닉까지 계속되고 있음을 보여준다. 측정된 스펙트럼은 BPF 주파수를 중심으로 하고 있으나 일정한 넓이(band width)를 갖고 있으며, 이는 난류에 의한 비정상, 임의(random) 하중에 기인한다. 넓이는 고주파 영역으로 갈수록 넓어지며, 극대치와 극소치간의 간격도 주파수 증가와 함께 감소하여 결국 고주파 광대역 스펙트럼으로 수렴해감을 볼 수 있다.

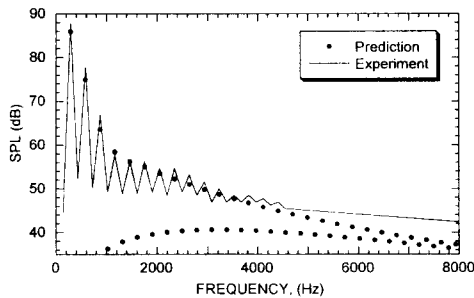


Fig. 5 Turbulence Ingestion Noise
($\phi = 10^\circ$, $r = 3$ m)

그림(5)는 관찰자가 회전면과 10° 의 각도를 이루고 있을 때의 계산결과와 실험치이다. 초기 BPF의 소음강도가 30° 의 경우보다 강해진 것을 볼 수 있으며, 이는 회전면 근처로의 방사 경향이 강한 홀극 음원의 영향이다. 측정된 광대역 소음레벨은 30° 의 경우보다 평균적으로 3~5 dB 낮아진 것을 발견할 수 있다. 이는 난류 유입 소음이 블레이드에 수직인 방향으로 작용하는 양력 쌍극음원의 성격을 가짐을 반영한다. 즉, 난류의 회전익에의 유입으로 블레이드의 유도 받음각이 변화하여 양력의 변화가 생기며, 이로 인한 양력하중 소음이 야기되는

난류 유입 소음의 물리적 성질을 반영하는 것이다.

5. 결 론

회전익에서 발생하는 소음의 해석을 위해 음향상사법을 시간영역에서 적용하여 두께소음, 하중소음을 해석하였다. 또한 난류 유입에 의한 광대역 소음 예측을 위한 수치적 연구를 병행하였다. 지연시간의 계산이 간단한 반복계산에 의해 수행되고, 수치적 시간 미분이 불필요해짐에 의해 계산시간 간격의 설정에 대한 제약에서 벗어나게 되어 시간영역방법의 커다란 단점으로 지적되는 계산시간을 단축할 수 있었다.

소음의 계산은 비교적 간단한 형상을 갖는 헬리콥터 로터의 축소모델에 대해 유동장의 계산 없이 여러 운용 조건에 대해 수행하였다. 제자리 비행시의 헬리콥터 로터 소음을 해석한 결과 본 연구의 홀극 해석 방법은 주파수 영역법에 근거한 기존의 결과와 매우 잘 일치하였다. 비정상 하중에 의한 쌍극 형태의 충격소음 예측을 위해 BVI 소음 예측이 시도되었으며, 하중 데이터의 해상도 부족에도 불구하고 실험에 의한 음압 파형과 에너지 레벨이 정성적으로 모사되었다. 따라서 정확한 표면압력 데이터를 통한 BVI 소음 예측의 가능성이 입증되었다. 등방성 난류 유입을 모사한 실험과 본 연구의 예측을 비교한 결과 블레이드 통과 하모닉 및 광대역 영역에서 만족스러운 결과를 얻을 수 있었으며, 특히 초기 하모닉의 경우 정상하중조건 예측치와 함께 고려하여 정확한 음압레벨의 예측이 이루어졌다. 초기 하모닉의 주된 소음원은 홀극 형태인 것으로 밝혀졌으며, 이러한 접근 방법을 통해 소음발생원의 구분이 가능해진다.

참고문헌

- (1) Paul A. Nystrom and F. Farassat, "A Numerical Technique for Calculation of the Noise of High-Speed Propellers with Advanced Blade Geometry," NASA TP 1662, 1980.
- (2) Farassat, F., and Succi, G. P., "The

- Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," *Vertica*, vol. 7, no. 4, 1983, pp. 309-320.
- (3) Homicz, G. F. and George, A. R., "Broadband and Discrete Frequency Radiation from Subsonic Rotors," *J. Sound and Vibration*, vol. 36, 1974, pp. 151-177.
- (4) Press, W. H., et al, *Numerical Recipes : the Art of Scientific Computing*, Cambridge University Press, 1986.
- (5) 김용상, "천음속에서의 헬리콥터 회전익의 고속 충격소음 해석," 서울대학교 공학박사 학위논문, 1991.
- (6) Gallman, J. M., Tung, C., and Yu, Y. H., "Prediction of Blade-Vortex Interaction Noise With Applications to Higher Harmonic Control," AIAA Paper 93-4331, 1993.
- (7) Robert W. Paterson, and Roy K. Amiet, "Noise of a Model Helicopter Rotor Due to Ingestion of Turbulence," NASA CR 3213, 1979.