

회전익의 고속 충격 소음 예측을 위한 효율적인 방법

°이 수갑* , 윤 태석**

An Efficient Method for High-Speed Impulsive Rotor Noise Prediction

Soogab Lee, Taeseok Yoon

1. 서론

회전익에서 발생하는 공력소음은 회전속도, 가하학적인 형상등에 따라 여러 가지가 있으나, 헬리콥터에서와 같이 고속회전익은 충격적(impulsive)인 소음 특성을 가지는 소위 충격소음(impulsive noise)이 가장 지배적이다. 헬리콥터에서의 충격소음은 블레이드-와류 상호작용소음(Blade-vortex Interaction Noise)과 고속 충격소음(High-Speed Impulsive Noise)을 들 수 있다. BVI 소음은 주로 헬리콥터가 하강 비행을 할 때, 회전익의 깃끝 와류가 다음 블레이드의 표면 압력 분포에 교란을 일으켜 발생하는 비정상 소음원으로 고속 충격소음에 비해 상대적으로 낮은 깃끝 속도에서 중요한 소음원이다.

고속 충격소음은 높은 전진 속도를 갖는 로우터에서 발생하는 주요한 소음원중의 하나이다. 소음 발생의 메커니즘은 전진하는 블레이드의 깃끝 주변의 천음속 유동장에 기인한다. 임계 마하수아래의 블레이드 깃끝 마하수에서 홀극(monopole), 이중극(dipole)음원항의 표현은 실험치와 잘 일치하지만 높은 마하수 범위에서 이 항들의 표현은 특히 강한 충격파가 존재할 경우에 음향 진폭과 적절한 파형을 나타내지 못한다. 탈국부화 마하수를 지나서 비선형 사중극(quadrupole) 음원항이 비선형 유동장을 고려하기 위해 사용되어왔다[1-4].

본 연구에서 사용한 헬리콥터 로우터의 고속 충격소음의 해석 방법은 근방은 CFD로 풀고 원음장은 음향 상사의 공식을 이용하는 전산 유체역학과 Kirchhoff 방법의 결합이다[5-6].

즉 CFD solver가 블레이드 근처의 유동장을 계산하는데 이용되고 이 유동장의 정보는 Kirchhoff 공식의 입력치로서 들어가게 된다.

본 논문에서는 3차원 비정상 압축성 Euler solver가 블레이드 근처의 유동장을 풀고 이 유동장은 음향학적 원음장을 예측하기 위해 Kirchhoff 공식을 사용한다. 선형 Kirchhoff 공식은 소리의 전파에 대해서 비선형의 효과가 무시된다. 이런 선형 Kirchhoff공식의 문제점은 해결하기 위해, Isom[7]에 의해서 비선형 Kirchhoff 공식이 개발되었다. 이 비선형 공식은 선형 음속 원통(linear sonic cylinder)에 위치한 제어면에서의 압력과 속도의 적분형태이고, 비선형 체적적분을 면적분으로 바꾸어 줌으로서 제어면의 모든 비선형효과를 포함하게 된다.

선형 비선형 Kirchhoff 공식으로 예측된 음향학적 결과들은 마하수 0.90, 0.95의 정지 비행시의 실험결과들과 비교하였으며 그림 1.에 고정된 Kirchhoff면에서의 방위각이 나타나 있다.

* 서울대학교 항공우주공학과 교수

** 서울대학교 항공우주공학과

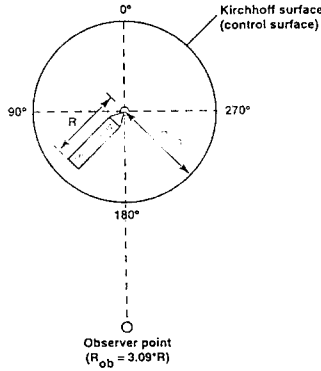


그림 1. Schematic of High-Speed Impulsive Noise measurement setup

2. 선형 Kirchhoff 공식

선형 Kirchhoff 공식은 두 가지 가정이 사용되는데 첫째로 제어면이 비선형 유동장을 충분히 포함할 수 있도록 커야 하며 탈국부화된 흐름에 대해서 원음장까지 확장 가능해야 한다. 두번째로 음속이 일정해야 하며 소리의 전파에 대해서 비선형의 효과가 무시된다. 고정된 제어면에 대한 Kirchhoff 적분공식은 Huygen 원리의 해석적인 표현이다.[8] Kirchhoff 공식은 다음과 같다.

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

여기서 p 는 교란 압력이고, (\vec{x}, t) 는 관찰자의 위치와 시간, (\vec{y}, τ) 는 음원의 위치와 지연 시간(retarded time)변수를 의미한다. θ 는 표면에 수직인 벡터(\vec{n})와 반경방향 벡터(\vec{r})와의 사잇각이고 r 은 지연시간에서 source와 관찰자까지의 거리를 말한다. a_s 는 음속을 의미한다. 압력과 그의 미분이 지연 시간(retarded time)에서 계산된다.

이 공식의 장점은 다음과 같다. 첫째로 면적분의 형태이고 둘째로 모두 선형항이며 마지막으로 일정한 음속 전파 속도를 가지고 있다는 점이다. 단점으로는 전체 비선형 공력

흐름장을 포함할 수 있을 만큼 제어면이 커야하는 것을 들 수 있다. 이는 비선형 유동장이 원음장까지 전파되는 경우 탈국부화된 흐름장이 문제점을 야기하기 때문이다. 또 하나의 단점은 제어면을 지나서 비선형 유동장의 효과가 고려되지 않는 것이다.

3. 초음속 구간의 지연 시간의 해

지연시간 방정식은 단순하게 보이지만 (1)식을 계산할 때 중요한 역할을 한다. 그리고 해를 구할 때 세심한 주의를 필요로 하는데 다중근(multiple root)이 얻어지는 sonic cylinder의 바깥에 위치한 제어면의 경우 특히 그렇다[9]. 다중근은 제어면이 sonic cylinder에 바깥쪽에 두었을 때 나타나는 필연적인 결과이다. 지연시간과 관찰자 시간과의 관계식은 다음과 같다.

$$\tau = t - r/a_s \quad (2)$$

r 은 소리가 발생하는 시간에서 source와 소리를 받는 시간에서 관찰자 사이의 거리를 뜻한다. 로우터 블레이드에서 서로 다른 두 개의 source에서 발생하는 음파가 관찰자에게 동시에 도달하기 위해서 다음의 방정식이 만족되어야만 한다.

$$\frac{r_1(\tau_1)}{a_s} + \frac{\psi_1(\tau_1)}{\Omega} = \frac{r_2(\tau_2)}{a_s} + \frac{\psi_2(\tau_2)}{\Omega} = t \quad (3)$$

여기서 r_1, r_2 는 음원에서 관찰자까지의 거리를 말하고, ψ_1, ψ_2 는 소리가 발생하는 시간에서 각각의 음원 위치의 방위각을 의미한다. 그리고 Ω 는 블레이드의 각속도를 의미한다. 주어진 방위각 ψ_1 에서 두번째의 음원의 위치 ψ_2 는 다음의 방정식 (4)로부터 구할 수 있다.

$$F(\psi) = -\frac{\Omega}{a_s} (r_1 - r_2) + \psi_2 - \psi_1 = 0 \quad (4)$$

(4)식에서 함수 $F(\psi)$ 의 거동은 그림 2에 나타나 있다. (4)식은 아음속 범위에서 모든 시간에 대해서 하나의 해만을 갖고 있고[그

림 2-a], 초음속의 경우에는 다중근을 갖고 있다[그림 2-b].

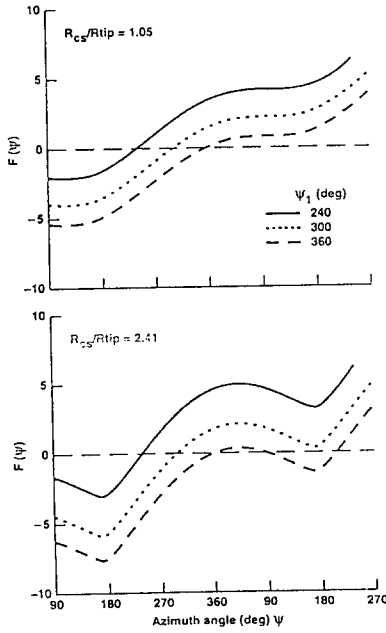


그림 2. Retarded time solution of a source for subsonic and supersonic control surface locations at a hover tip Mach number of 0.9

4. 비선형 Kirchhoff 공식

음압에 대한 비선형 Kirchhoff 공식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 p(\beta, t) = & -\frac{6^{1/3} \rho_0 a_w^2 M_{tip}^2 \epsilon}{18\pi\beta} \\
 & * \int \int_s \frac{V_r(T, Z_0) - V_r(\lambda, Z_0)}{T - \lambda} \frac{d\lambda dZ_0}{|T - \lambda|^{2/3}} \\
 & + \frac{6^{2/3} \rho_0 a_w^2 M_{tip} \epsilon}{36\pi\beta} \\
 & * \int \int_s \frac{P(T, Z_0) - P(\lambda, Z_0)}{T - \lambda} \frac{\text{sgn}(T - \lambda)}{|T - \lambda|^{1/3}} d\lambda dZ_0 \\
 & - \frac{6^{1/3} \rho_0 a_w^2 (\gamma + 1) M_{tip} \epsilon}{36\pi\beta g} \quad (5)
 \end{aligned}$$

$$* \int \int_s \frac{P^2(T, Z_0) - P^2(\lambda, Z_0)}{T - \lambda} \frac{d\lambda dZ_0}{|T - \lambda|^{2/3}}$$

(5)식에 나타난 면적분은 전 음속 평면에 대해서 취해지는데 이 음속 평면은 블레이드의 스패 방향의 축에 수직하며 음속 선형 원통에 접한다. 이 식은 2계 비선형 미소 교란 potential 방정식을 적분 방정식으로 변환하는 과정에서 나타난 결과이다. 이러한 방정식의 변환은 가장 일반적인 FW-H 방정식을 유도에서와 같이 기초적인 일반도함수 (generalized function)를 이용함으로써 얻어진다. 이 식에서 V_r, P, P^2 으로 표시되는 세 개의 면적분이 존재하는데 이들은 각각 FW-H 방정식에서의 홀극, 이중극, 사중극 음원항과 유사하다.

이 식의 두드러진 특징은 본래 체적 적분 형태의 사중극 소음항이 면적분의 형태로 나타난다는 것이다. 이러한 체적적분에서 면적분으로의 변화는 몇 가지 가정에 근거한다. 첫번째의 가정은 음속 평면에 수직한 교란 압력의 미분이 접선 방향의 그것보다 매우 작다는 것이고, 접선 방향의 미분은 급격히 변하는 음파를 통한 시간 미분이다. 두번째의 가정은 회전 평면에 수직한 충격파 또는 특성면(characteristic plane)의 곡률이 깃끝에서 떨어진 지역이나 음속 평면 근처에서 작다는 것이다. 이 가정은 깃끝에서 떨어진 지역(탈국부화된 유동)에서의 충격파가 천음속이라는 사실에 근거한 것이다. 두 개의 면적 적분항에서의 인자 $|T - \lambda|^{-1/3}$ 와 $|T - \lambda|^{-2/3}$ 가 T 와 λ 가 충격파에 가까울 경우 수치적인 부정확성을 증폭시키게 된다. 상변수 T가 충격파에 근접하고 적분 변수 λ 가 충격파를 가로지룰 때 충격파를 통한 합쳐진 적분항들의 연속성 또한 중요하다. 그러나 이러한 문제들은 체적적분을 수행해야 하는 문제 보다 처리가 훨씬 수월하다. 실제로 그 체적이 충격파를 포함하고 있다면 관찰자와 적분 변수가 충격파에 근접할 때 수치적분을 수행하는 과정에서 문제점이 야기된다.

5. 실험치와의 비교

본 연구의 해석 결과는 NACA 0012 의 익형 단면의 직사각형 평면을 가진 UHIH 로우터 블레이드에 대해서 실험한 결과와 해석 결과를 비교한다.[10,11]

그림 3.은 블레이드 깃 끝 마하수가 0.90을 가질 때 몇 개의 반경 방향 위치에서 압력 분포를 나타낸 그림이다. 블레이드가 시계 반대 방향으로 돌아가기 때문에 충격파가 파형의 왼쪽에 나타나며 블레이드에 고정된 좌표계에 대해서 자유흐름(freestream) 방향으로 구부러져 있다. 이러한 유동장의 정보를 입력치로서 사용해 선형 Kirchhoff 공식을 가지고 몇 개의 제어면의 위치에서 원음장을 예측한다.

그림 4.는 여러 가지 제어면의 위치에 대해서 음향학적 평면(acoustic planform)의 변화를 나타낸다. 음속 원통 안 쪽에 위치한 제어면 ($R_{cs}/R = 1.05$)에 대해서, 아음속 방사 마하수가 증가 또는 감소함에 따라 음향학적 평면이 확장되거나 줄어든다.[그림 4(a)] 다른 한편으로 음속 원통 바깥쪽에 위치한 제어면 ($R_{cs}/R = 1.46$)에 대해서, 방사 마하수가 초음속 범위로 증가할 때 음향학적 평면이 확장되거나 다중근 지역으로 들어가게 된다.[그림 4(b)]

그림 5.은 정지 비행 마하수 0.90 과 0.95일 때 여러 가지 제어면의 위치에 대하여 선형 Kirchhoff 공식을 사용해서 얻은 음압의 결과이다. 제어면이 음속면 안 쪽에 존재하는 경우에 ($R_{cs}/R = 1.05$ for $M = .90$; $R_{cs}/R = 1.03$,

for $M = .95$) 예측된 결과들은 실험치와 잘 일치하지 않는다. 특히 실험치와 달리 파형의 대칭성이 나타난다. 이러한 실험 결과와의 불일치는 제어면이 매우 비선형적이고 충격파가 제어면 멀리까지 연장되기 때문에 일어난다. 그림 6.에는 깃 끝 마하수가 0.90, 0.95일 때 비선형 Kirchhoff 공식에 근거한 계산 결과가 실험자료와 비교되어 있다. 충격파를 가로질러서 수치적인 특이점의 문제가 나타나지만 진폭과 파형이 비교적 잘 일치하는 것으로 나타나 있다. Kirchhoff 공식이 깃 끝에 가까운 제어면을 사용할 때 비선형의 효과를 고려하는 것이 필수적이다.

6. 결론

높은 정지 비행 마하수를 갖는 로우터에 대해서 고속 충격소음을 전산 유체역학과

Kirchhoff 공식의 결합으로서 해석하였고 그 해석 결과들이 실험값과 비교되었다. 첫째로, 고전적인 선형 Kirchhoff 공식이 제어면들의 위치와 지연시간의 방정식에 대해서 고려되었으며 이의 결과들은 기본적인 유동장의 물리적인 성질과 일치하는 것으로 나타났다. 제어면이 비선형 유동장의 바깥에 위치하였을 경우, 선형 Kirchhoff 공식은 진폭과 파형이 실험 data와 잘 일치하는 것을 알 수 있었다. 또 제어면이 깃 끝에 매우 가깝게 있을 경우 비선형 Kirchhoff 공식을 사용해서 좋은 결과들을 가져올 수 있었는데 즉 정확하게 음향학장(acoustic field)를 묘사할 수 있는 것은 비선형 Kirchhoff 공식이라는 결론을 얻었다.

후 기

본 연구는 교육부의 연구 지원(ME95-B-05)으로 수행한 결과의 일부이며, 이에 감사를 드립니다.

References

1. Schmitz, F.H. and Yu, Y.H., "Helicopter Impulsive Noise : Theoretical and Experimental Status," Journal of Sound and Vibration, 109(3), 1986, pp 361-422.
2. Prieur, J., Coster, M., and Baeder, J.D., "Aerodynamic and Acoustic Calculation of Transonic Nonlifting Hovering Rotors," Presented at the International Technical Specialist Meeting on Rotorcraft and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA, Oct. 15-16, 1991.
3. Farassat, F. and Brentner, K., " the Use and Abuse of the Acoustic Analogy in Helicopter Rotor Noise Prediction," Journal of The American Helicopter Society, Jan.1988,

pp. 29-36.

4. Schultz, K.J. and Spletstoesser, W.R., "Prediction of Helicopter Rotor Impulsive Noise using Measured Blade Pressures," Presented at the 43rd American Helicopter Society Forum, St. Louis, MO, 1988.

5. Baeder, J. D., "Euler solutions to nonlinear Acoustics of Non-lifting Hovering Rotor Blades," Paper No.II. 3.3, 16th European Rotorcraft Forum, Glasgow, Scotland, 1990.

6. Strawn, R., Garceau M., and Biswas, R., "Unstructured Adaptive Mesh Computation s of Rotorcraft High-Speed Impulsive Noise," AIAA Paper 93-4359, 15th AIAA Aeroacoustics Conference, Long Beach, CA, Oct. 25-27, 1993.

7. Isom, M., Purcell, W., and Strawn, R., "Geometrical Acoustics and Transonic Helicopter Sound," AIAA-97-2748, 11th AIAA Aeroacoustics Conference, Sunnyvale, CA, October 19-21, 19887

8. Baker, B. B. and Copson, E. T., "The Mathematical Theory of Huygens' Principle," Chelsea Publishing Company, New York, NY.

9. Yu, Y.H. and Schmitz F. H., "High-Speed Rotor Noise and Transonic Aerodynamics," AIAA 80-1009, AIAA 6th Aeroacoustics Conference, Hartford, Connecticut, June 4-6, 1980

10. Purcell, T. W., Strawn, R. C., and Yu, Y.H., "Prediction of High-Speed Rotor Noise with a Kirchhoff Formula," AHS Specialists Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, Arlington, Texas, Feb. 25-27, 1987.

11. Purcell, T.W., "CFD and Transonic Helicopter Sound," Fourteenth European Rotorcraft Forum, Milano, Italy, Sep., 1988.

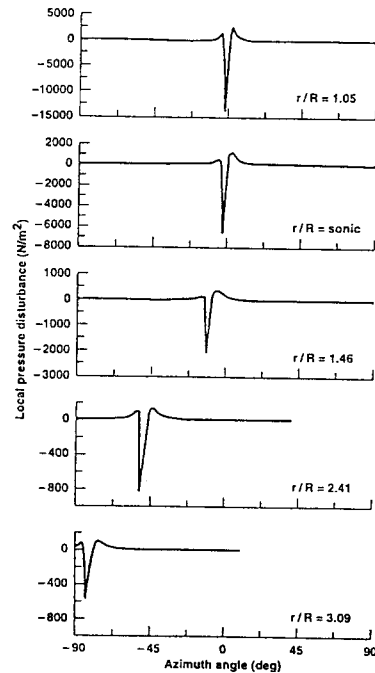


그림 3. The pressure distributions at several radial positions on the rotor plane with a condition of the hover tip Mach number of 0.90

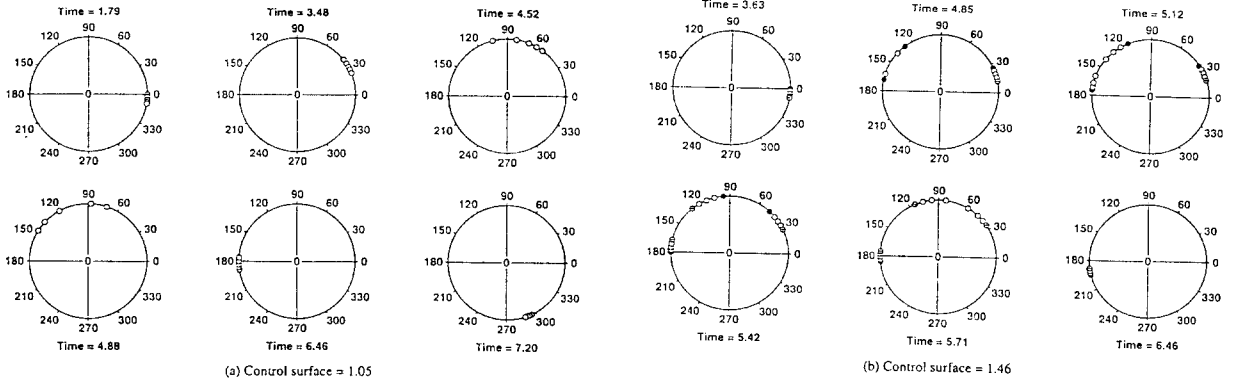


그림 4. Acoustic planform variation on the control surface (a) inside the sonic cylinder ($R_{cs} / R = 1.05$) and (b) outside the sonic cylinder ($R_{cs} / R = 1.46$) at a location of $M_{tip} = 0.9$.

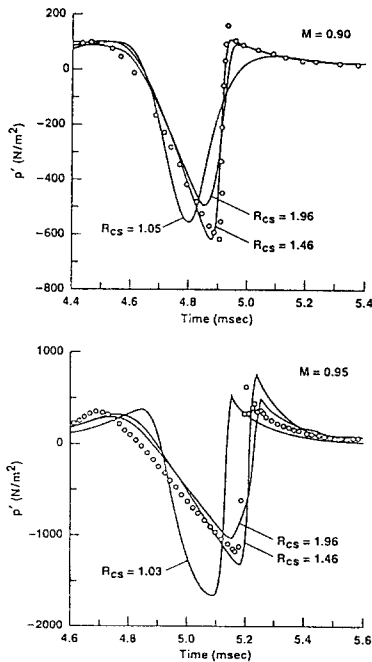


그림 5. Linear Kirchhoff acoustic pressure prediction at the observer point with respect to the position of the control surface at conditions $M_{tip} = 0.9$ and $M_{tip} = 0.95$.

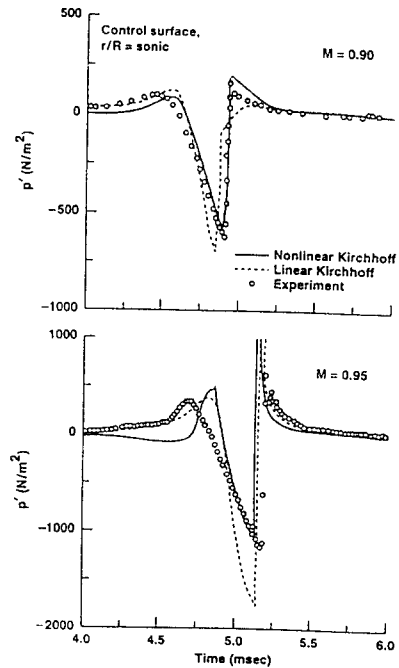


그림 6. Nonlinear Kirchhoff acoustic pressure prediction at the observer point with respect to the position of the control surface at conditions of $M_{tip} = 0.9$ and $M_{tip} = 0.95$.