

주파수 영역 기법을 이용한 회전익의 고속 충격소음 해석

윤 태석*, 이 수갑**

An Analysis of High Speed Impulsive Noise of Rotating Blades
using Frequency Domain Method

Taeseok Yoon and Soogab Lee

1. 서론

헬리콥터, 팬, 프로펠러, 터빈같이 회전익에서 유체역학적 소음이 발생하는 장치의 설계에 있어서는 공기 역학적 성능 분석과 함께 소음에 대한 해석이 절대적으로 필요하다. 근래에 들어와서 소음에 대한 관심이 급격히 증가하고 공항 주변에서의 국제적인 규약들은 낮은 소음 수준(low noise level)을 규정하고 있으며, 이에 따라서 소음을 감소시키려는 연구가 매우 활발히 진행되고 있는 실정이다. 더욱이 컴퓨터의 냉각 팬을 비롯한 공조기기 및 산업기기에 사용되는 회전기계에서 발생하는 소음의 저감은 보다 더 쾌적한 환경을 요구하는 사회적 요구에 부합하면서 공력소음의 연구 분야가 더 넓어지고 있다.

본 논문에서는 소음예측 방법중의 하나인 음향 유사(acoustic analogy)를 주파수 영역 방법(Frequency domain method)을 이용하여 헬리콥터 블레이드의 고속 충격소음(High Speed Impulsive Noise)을 해석한다. 고속 충격소음은 블레이드-와류 상호작용 소음과 더불어 헬리콥터의 지배적인 소음원으로서 깃끝 속도가 큰 전진 수평비행(forward level flight) 또는 제자리 비행(hovering flight)시 발생하는 소음으로 블레이드의 깃끝 마하수(Tip Mach number)가 임계 마하수(critical Mach number)보다 크거나 비슷할 경우 충격파의 교란에 의해서 일어나는 충격적인 소음을 말한다.

고속 충격소음은 고주파수 스펙트럼 성분과 큰 소음강도를 가지고 있기 때문에 날카로운 급속성의 소리를 내며 먼 거리까지 전파되는 특징을 가지고 있다.

2. 본론

2.1 Ffowcs Williams & Hawkings equation

공력음향학(aeroacoustics)의 체계는 Lighthill [1]이 음향 유사 이론으로 그 체계를 세웠는데 음향 유사의 기본적인 개념은 로우터 또는 급격히 교란된 유동에 의해서 발생하는 소음의 실제 문제를 등가의 음원(equivalent acoustic sources)을 가진 정지된 매체내에서 고전적인 음향 전파의 문제로 생각하는 것이다. 후에 Ffowcs Williams 와 Hawkings는 임의로 움직이는 물체에 의한 소리의 발생원리를 표현하는 다음과 같은 Ffowcs Williams & Hawkings 방정식을 만들었다.[2]

$$4\pi c_0^2 \rho'(\mathbf{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} \int \int \left[\frac{\rho_0 V_n}{r|1-M_r|} \right]_r dS(\eta) - \frac{\partial}{\partial x_i} \int \int \left[\frac{\dot{p}_{ij} n_j}{r|1-M_r|} \right]_r dS(\eta) + \frac{\partial}{\partial x_i \partial x_j} \int \int \int \left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|} \right]_r dV(\eta)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p_{ij} - c_0^2) \delta_{ij} \quad [\text{식 2.1}]$$

첫번째 항은 두께 소음(thickness noise)항으로 회전익의 날개 두께에 의한 소음으로

* 서울대학교 대학원 항공우주공학과

** 서울대학교 항공우주공학과

주변 유체의 질량 가속(mass acceleration) 효과를 나타내는 홀극(monopole) 음원항이다. 두번째 항은 쌍극(dipole) 또는 하중 소음(loading noise)항으로 물체 표면상의 압력 변화 효과를 나타낸다. 세번째 항은 사중극(quadrupole) 음원항으로 운동하는 물체 주위의 유체 응력(fluid stress)의 효과를 나타낸다. 여기서 T_{ij} 는 Lighthill의 응력 텐서(stress tensor)를 나타내고 또 factor $|1 - M_r|$ 은 Doppler 효과를 나타내는 것으로 만일 음원(acoustic source)이 정지해 있다면 그의 주파수(frequency)는 항상 같게 되지만 음원이 움직인다면 주파수가 변하기 때문에 사용되었다. 그리고 모든 음원항은 지연시간(retarded time, τ)에서 계산된다. 지연시간에 대한 식은 다음과 같다.

$$\tau = t - \frac{r}{c} \quad [\text{식 2.2}]$$

여기서 τ 는 음원 발생시간(sound generating time)을 뜻하며 t 는 음의 도착시간(sound receiving time)을 의미한다. 또 r 은 음원에서 관찰자까지의 거리를 뜻하고 c 는 음속을 의미한다. FW-H 방정식의 수치적 접근 방법으로는 주파수 영역방법과 시간 영역방법(time-domain method)이 있는데 주파수 영역 방법은 Hawkings와 Lawson[3], Hanson[4] 등에 의해 연구된 방법으로 회전익 소음의 주기적 성질을 고려하여 푸리에 급수(Fourier series)로 음압을 전개하여 음압의 푸리에 계수(Fourier coefficient)를 구하는 방법이다. 주파수 영역 방법은 계산 시간이 시간 영역 방법에 비해 짧지만 관찰자(observer)가 음원으로부터 멀리 떨어져 있어야 하는 제한 조건(far-field condition)이 수반된다. 시간 영역 방법은 Farassat[5], Schmitz와 Yu[6], 그리고 Hanson[7] 등이 연구하였는데 이 방법은 지연 시간(retarded time)에서 날개에 의해 형성되는 가상의 음파면(acoustic plane)을 패널(panel)로 나누어 음압(acoustic pressure)을 구하는 방법으로서 임의로 움직이는 모든 경우에 적용할 수 있으나 깃끝 마하수(tip Mach number)가 1로 접근할 때, 도플러 계수(Doppler factor)의 특이성(singularity)을 고려해야 하고 지연시간을 반복적으로 계산

하여 구해야하는 단점이 있다.

2.2 주파수 영역방법

2.2.1 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음

식[2.1]에서 블레이드 두께가 얇고 받음각이 충분히 작을 경우, 회전익의 회전면을 평면으로 가정할 수 있고 표면 경계 조건은 평균면(mean surface)에서 적용이 가능하며 음원의 강도(strength)의 작용점을 평균면위로 할 경우(thin blade approximation) 주파수 영역 방법을 사용하면 아래와 같이 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음의 m B번째 하모닉의 강도를 구할 수 있다.

$$P_{TmB} = -i \frac{\rho_0 m B^2 \Omega^2}{\pi r_0} \exp \left\{ i m B \left(\frac{\Omega r_0}{c_0} - \frac{\pi}{2} \right) \right\} \\ \times \int \int \eta_2 \frac{\partial h}{\partial \eta_1} J_{mB} \left(m B \Omega \frac{\eta}{c_0} \right) e^{i m B \eta / \eta_2} d\eta_1 d\eta_2 \quad [\text{식 2.3}]$$

$$P_{LmB} = i \frac{m B^2 \Omega^2}{2\pi r_0} \exp \left\{ i m B \left(\frac{\Omega r_0}{c_0} - \frac{\pi}{2} \right) \right\} \\ \times \int \int \left[(\hat{Q}_1 - i \hat{Q}_2) e^{i \eta / \eta_2} J_{mB+1} \left(m B \Omega \frac{\eta}{c_0} \right) \right. \\ \left. + (-\hat{Q}_1 + i \hat{Q}_2) e^{-i \eta / \eta_2} J_{mB-1} \left(m B \Omega \frac{\eta}{c_0} \right) \right] \\ \times \frac{\partial h}{\partial \eta_1} d\eta_1 d\eta_2 \quad [\text{식 2.4}]$$

여기서 m 은 하모닉의 수, B 는 블레이드의 개수, r_0 는 블레이드 회전축에서 관찰자까지의 거리, h 는 날개 두께 분포함수, J 는 정수차수를 갖는 Bessel 함수, Ω 는 회전 속도를 의미한다. 그리고 위 식에서 η_1 , η_2 는 블레이드에 고정된 좌표계(Blade fixed coordinate system)에서 각각 시위 방향의 좌표와 스펠방향의 좌표를 말한다.

식 [2.4]의 쌍극 음원항 표현 식에서 음원 \hat{Q}_1 과 \hat{Q}_2 는 3차원 압축성 Euler solver로 구한 속도 분포 u, v 를 갖고 구한다.

$$\hat{Q}_1 = 2(\rho u \Omega \eta_2 - c_0^2 \rho') \\ \hat{Q}_2 = 2\rho v \Omega \eta_2 \quad [\text{식 2.5}]$$

2.2.2 사중극소음(quadrupole noise)

임계 마하수아래에서 선형 음원 -날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음-만을 고려한 결과는 실험 결과와 비교적 잘 일치하나 깃끝 마하수가 증가함에 따라 파형의 대칭성이 파괴되어 톱날 형태(saw-tooth)형태의 파형을 갖게 된다. 이런 음압 파형의 변화는 블레이드 주위의 유동현상과 밀접한 관계를 갖는데 이를 탈국부화 효과(delocalization effect)라고 한다. 탈국부화 현상은 깃끝 속도가 천음속 이상일 때 깃끝에서 발생한 충격파가 원방(far-field)까지 전파되는 현상을 말하는 것이다. 탈국부화에 의한 국부 충격파의 전파는 원방의 음압 파형에 급격한 변화를 일으키게 되므로 깃끝 속도가 어느 이상이 될 경우 사중극 음원항의 고려가 필수적이라 하겠다. 사중극 소음을 주파수 영역방법에 의해 기술하면 다음과 같이 된다.[8]

$$P_{QmB} = i \frac{mB^2 \Omega}{2\pi r_0} \exp\left\{imB\left(\frac{\Omega r_0}{c_0} - \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\ \times \int \int \left[(-\widehat{Q}_1^q - i\widehat{Q}_2^q) e^{i\eta_1/\eta_2} J_{mB+1}(mB\Omega \frac{\eta}{c_0}) \right. \\ \left. - (-\widehat{Q}_1^q + i\widehat{Q}_2^q) e^{-i\eta_1/\eta_2} J_{mB-1}(mB\Omega \frac{\eta}{c_0}) \right] \\ \times e^{imB\eta_1\eta_2} d\eta_1 d\eta_2 \quad [식2.6]$$

2.3 음압 수준 및 음압 파형

위 날개 두께 소음, 블레이드 하중 소음, 사중극 소음의 mB번째 하모닉의 크기로부터 전체 소음의 mB번째 하모닉의 크기를 구할 수 있다.

$$P_{mB}(\mathbf{x}) = P_{TmB}(\mathbf{x}) + P_{LmB}(\mathbf{x}) + P_{QmB}(\mathbf{x}) \quad [식2.7]$$

각 하모닉의 음압 수준(sound pressure level)은 사람이 들을 수 있는 소리의 범위가 넓으므로 로그 눈금을 사용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$SPL = 20 \log_{10} \left[\frac{P_{mB}}{P_{ref}} \right] \quad (\text{dB}) \quad [식 2.8]$$

여기서 P_{ref} 는 사람이 겨우 들을 수 있는 음압으로 $2 \times 10^{-5} (N/m^2)$ 이다.

음압의 파형은 다음과 같은 Fourier 급수로 나타낼 수 있다.

$$p'(x, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} P_{mB}(\mathbf{x}) e^{-imB\Omega t} \quad [식 2.9]$$

3. 계산 결과

고속 충격소음 해석에 사용된 계산 모델은 UH-1H 헬리콥터 회전익을 사용하였다. UH-1H 헬리콥터는 단면의 익형이 NACA 0012이고 종횡비(aspect ratio)가 13.71이며 블레이드가 2개 장착되어 있다. 헬리콥터의 운용상태는 무양력 제자리 비행상태이며, 관찰자는 블레이드 반경의 3배 되는 곳에 위치한다. 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음의 적분은 블레이드 표면 상에서 행해지는데 수치 적분은 블레이드 표면에 여러 개의 패널(panel)을 형성한 후 각 패널에 대해 25개의 절점(nodes)을 만들고 composite simpson 적분을 수행하였다. 사중극 소음의 적분 역시 패널을 형성한 후 gauss quadrature 적분법으로 적분값을 계산하였다. 그림 1.은 깃끝 마하수 0.8일 때 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음의 음압수준과 음압의 파형을 나타낸다. 이 경우 날개 두께 소음이 지배적이라 할 수 있으며 블레이드 하중 소음은 거의 무시할 수 있다. 그림 2.는 Boxwell, Yu [9], Schmitz[10]의 실험 결과와 날개 두께 소음만을 고려한 계산 결과이며 실험 결과와 계산 결과가 음압의 대칭성을 갖고 있음을 알 수 있다. 그림 3.은 관찰자가 블레이드 회전축과 30도 및 45도의 각도를 갖고 있을 경우 날개 두께 소음의 음압 파형을 나타낸 것인데 그 크기가 급격히 작아지며 또 부음압의 영역이 관찰자가 회전면상에 존재할 때보다 넓어짐을 알 수 있다. 그림 4.는 깃끝 마하수가 0.88일 때의 음압 수준과 파형을 나타낸다. 마하수 0.80일 때와 파형은 비슷하나 부음압의 최대값이 증가하고 부음압의 영역이 작아진다. 깃끝 마하수 0.90일 경우 충격파가 원방까지 전파되는 탈국부화 현상이 일어난다. 이러한 탈국부화 현상은 음압파형에서 부음압이 최대가 된 후 음압의 재압축이 일어나는 변화를 일으킨다. 음압 파형의 재압축은 파형의 대칭성을 파괴하여 전체소음의 파형을 톱날 형태로 바꿔게 한다. 따라서 선형

음원만을 고려한 계산결과는 실험 값과 달리 파형의 대칭성이 나타나므로 사중극 음원항을 고려하는 것이 소음 예측 능력을 향상시킨다. 깃끝 마하수가 0.90일 때 깃끝 주위의 등마하선도와 사중극 소음의 음압 파형을 그림 5(a)와 그림 5(b)에 보였다.

4. 결론

헬리콥터의 제자리 비행시 로우터에서 발생하는 고속 충격소음을 주파수 영역 방법을 사용하여 해석하였고 그 계산결과를 실험 결과와 비교하였다. 깃끝 마하수 0.80에서부터 0.90까지 변화시켜가면서 UH-1H 헬리콥터의 고속 충격소음을 해석하였다.

탈국부화 현상이 일어나기 전의 깃끝 마하수에서는 날개 두께 소음이 지배적이고 선형 음원항만을 고려한 소음 계산은 실험값과 비교적 잘 일치하였다. 날개 두께소음은 회전축상에서 최대이며 속도가 증가할수록 최대 부음압의 크기가 증가하고 부음압의 영역도 좁아짐을 확인할 수 있었다. 블레이드 하중 소음은 상대적으로 그 크기가 매우 작음을 알 수 있었다.

탈국부화 현상이 일어나는 마하수에서는 비선형 유동장에 의해 음압의 파형의 대칭성이 파괴되므로 선형음원항만을 고려한 계산 결과는 실험 결과와 잘 일치하지 않으며 이 경우 사중극 소음을 고려하는 것이 필수적이 된다.

후기

본 연구는 국방과학 연구소의 연구지원(TEMD-401-950430)으로 수행한 결과이며, 이에 감사를 드립니다.

Reference

- [1] Lighthill, M.J., "On Sound Generated Aerodynamically, I. General Theory," Proc. Roy. Soc. A, Vol.211, 1952, pp.564-587.
- [2] Ffowcs Williams, J. E. and Hawkins, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," Phil. Trans. Roy. Soc., Vol.264, 1969, pp.321-342.
- [3] Hawkins, D. L. and Lowson, M. V., "Theory of Open Supersonic Rotor Noise,"

Journal of Sound and Vibration, Vol.36, 1974, pp.1-20.

[4] Hanson, D. B., "The Influence of Propeller Design Parameters on Far Field Harmonic Noise in Forward Flight," AIAA Paper 79-0609, 1979.

[5] Farassat, F., "Theory of Noise Generation From Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors," NASA TR-451, 1975.

[6] Schmitz, F. H. and Yu, Y. H., "Theoretical Modeling of High Speed Helicopter Impulsive Noise," Journal of the American Helicopter Society, Jan. 1979.

[7] Hanson, D. B., "Near Field Noise of High Tip Speed Propellers in Forward Flight," AIAA Paper 76-565.

[8] 김 용상, "천음속에서의 헬리콥터 회전익의 고속충격소음 해석," 서울대학교 대학원 공학박사 학위논문, 1991

[9] Boxwell, D.A., Yu, Y.H., and Schmitz, F.H., "Hovering Impulsive Noise : Some measured and Calculated Results," VERTICA, Vol.3, 1979, pp35-45.

[10] Schmitz, F.H. and Yu, Y.H., "Helicopter Impulsive Noise : Theoretical and Experimental Status," International Symposium on Recent Advances in Aeroacoustics, Stanford Univ., August 22-26, 1983.

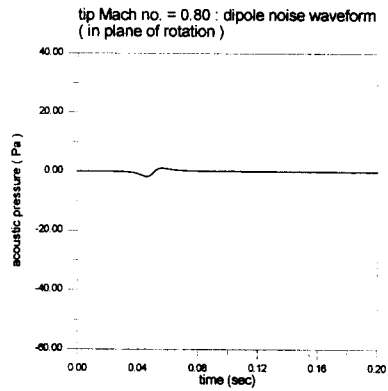
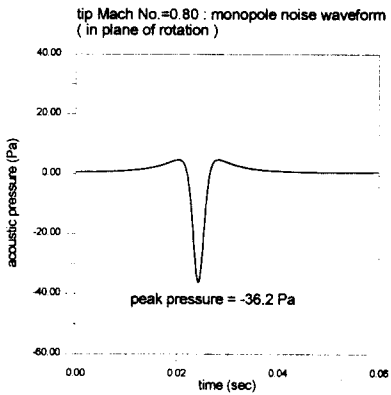
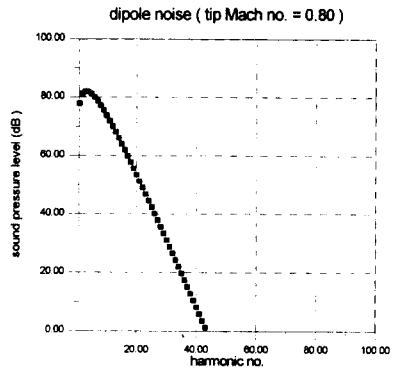
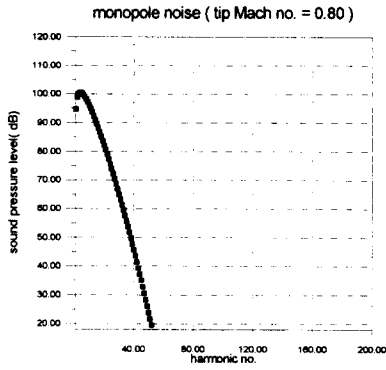
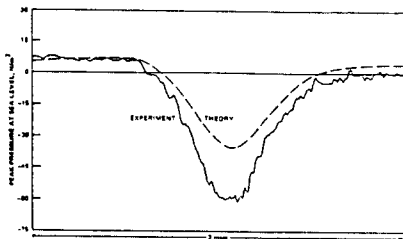
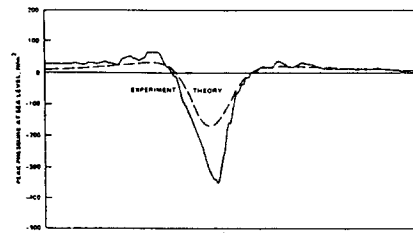


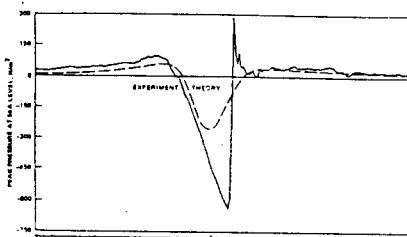
그림 1. 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음의 음압 수준 및 음압 파형
(로우터 회전 평면, $M_{tip} = 0.80$)



(a) $M_{tip} = 0.80$



(b) $M_{tip} = 0.88$



(c) $M_{tip} = 0.90$

그림 2. 실험 결과 및
선형 이론 계산 결과(Schmitz & Yu)
(로우터 회전 평면)

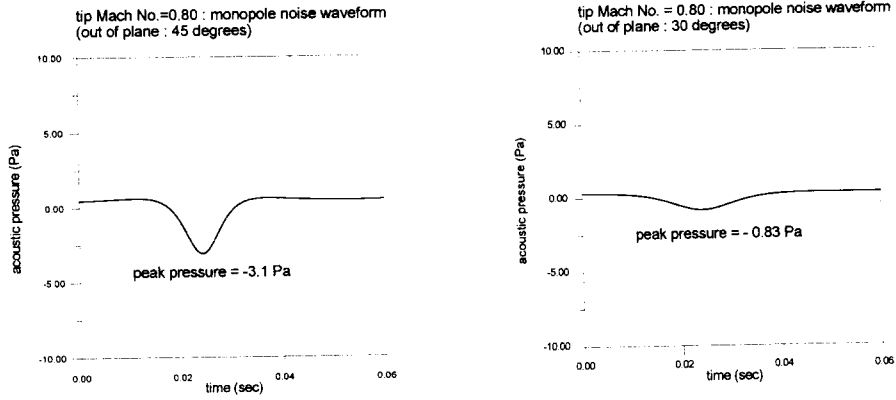


그림 3. 날개 두께 소음의 음압 파형
(로우터의 회전 평면과 30도, 45도의 각도를 이루 경우)

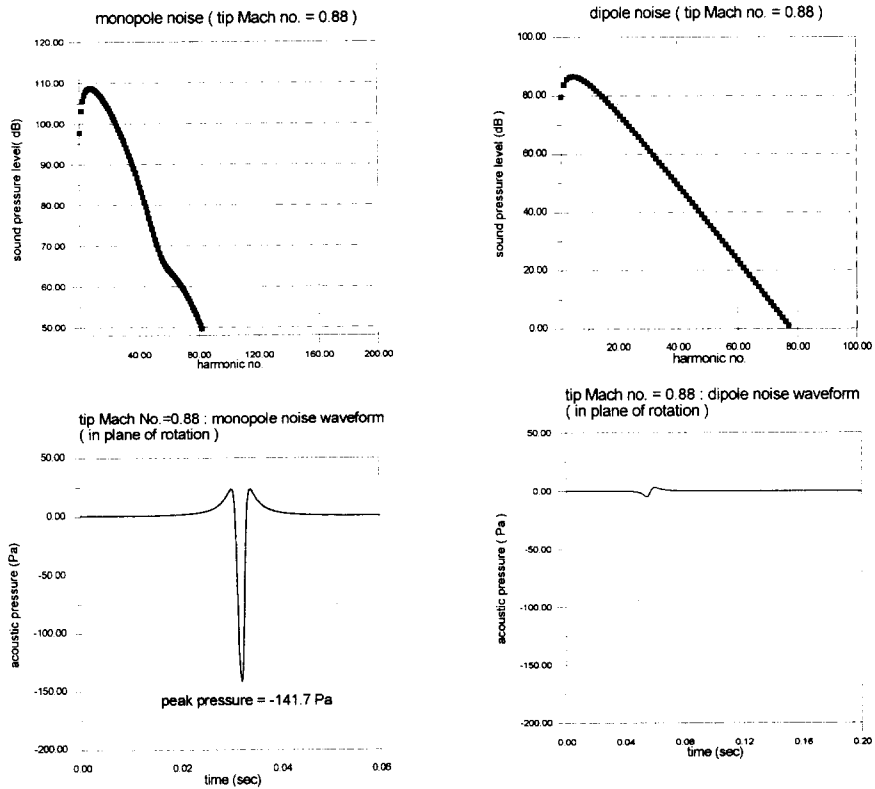


그림 4. 날개 두께 소음과 블레이드 하중 소음의 음압 수준 및 음압 파형
(로우터 회전 평면, $M_{tip} = 0.88$)

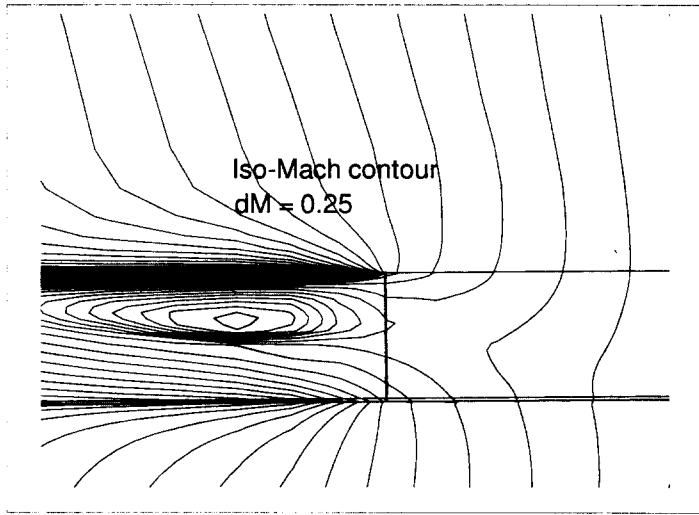


그림 5(a). 등마하선도 ($M_{tip} = 0.90$)

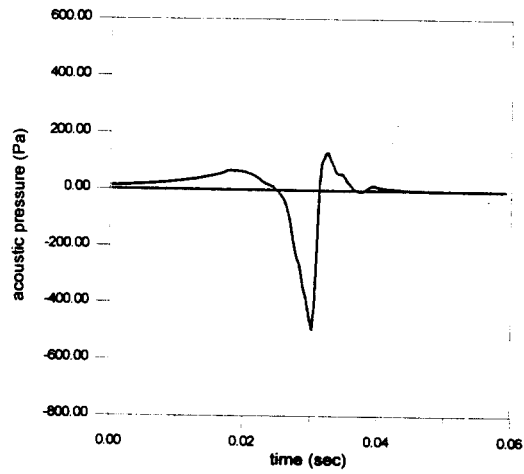


그림 5(b). 사중극 소음의 음압 파형 ($M_{tip} = 0.90$)