

<論 文>

CFD와 Kirchhoff 방법의 결합을 이용한 로터의 고속 충격소음 해석

Rotor High-Speed Noise Prediction with a Combined
CFD-Kirchhoff Method

이 수 갑* · 윤 태 석**

Soogab Lee, Taeseok Yun

(1996년 6월 1일 접수 ; 1996년 8월 23일 심사완료)

ABSTRACT

A combined Computational Fluid Dynamics(CFD)-Kirchhoff method is presented for predicting high-speed impulsive noise generated by a hovering blade. Two types of Kirchhoff integral formula are used: one for the classical linear Kirchhoff formulation and the other for the nonlinear Kirchhoff formulation. An Euler finite difference solver is solved first to obtain the flow field close to the blade, and then this flow field is used as an input to a Kirchhoff formulation to predict the acoustic far-field. These formulas are used at Mach numbers of 0.90 and 0.95 to investigate the effectiveness of the linear and nonlinear Kirchhoff formulas for delocalized flow. During these calculations, the retarded time equation is also carefully examined, in particular, for the cases of the control surface located outside of the sonic cylinder, where multiple roots are obtained. Predicted results of acoustic far-field pressure with the linear Kirchhoff formulation agree well with experimental data when the control surface is at the certain location($R=1.46$), but the correlation is getting worse before or after this specific location of the control surface due to the delocalized nonlinear aerodynamic flow field. Calculations based on the nonlinear Kirchhoff equation using a linear sonic cylinder as a control surface show a reasonable agreement with experimental data in negative amplitudes for both tip Mach numbers of 0.90 and 0.95, except some computational integration problems over a shock. This concludes that a nonlinear formulation is necessary if the control surface is close to the blade and the flow is delocalized.

1. 서 론

고속 충격소음은 높은 전진 속도를 갖는 로우터에서 발생하는 주요한 소음원중의 하나이다. 소음 발생의 메카니즘은 전진하는 블레이드의 깃끝 주변의 천음속 유동장에 기인한다. 지금까지 많은 해석 방법들이 Ffowcs Williams & Hawkings 방정식⁽¹⁾으로 불리는 음향 유사(acoustic analogy)에 기초 하였다. 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^(2~5). 그러나 사중극 음원항이 체적 적분이기 때문에 이항에 대한 적절한 모델링이 매우 어려운 것으로 알려져 있다. 현재 표현되는 사중극 음원항이 수학적이고 물리적으로 정확하지 않지만, 이 사중극 음원항의 포함이 음향학적 예측 능력을 향상시킨 것이 사실이다. 그러나, 사중극 음원항의 모델링이 높은 천음속 속도 범위에서 완벽하지 못하고 비선형의

*정회원, 서울대학교 공과대학 항공우주공학과

**서울대학교 대학원 항공우주공학과

음파 전파처럼 많은 문제들이 아직 미해결로 남아있다^(6,7).

음장을 예측하는 또 하나의 방법은 전산 유체 역학을 이용하는 방법이다. 음향 유사(acoustic analogy)를 이용하지 않고, solver는 계산 영역을 근방(near-field) 뿐만 아니라 원방(far-field)까지 확장한다. Euler solver가 2차원의 블레이드 와류 상호작용 소음⁽⁸⁾을 계산하는데 사용되어 왔으며 최근에 높은 정지비행 마하수를 갖고 있는 무양력 로우터에 대해서도 음향확장까지도 계산해왔다⁽⁹⁾. 이 전산 유체역학 방법은 음파 형성과 전파에서부터 비선형 유동장까지 자세하게 풍부한 database를 제공할 수 있다. 비록 많은 CFD solver가 블레이드 표면압력 분포를 해석하는데 사용되어왔지만 이 solver들은 블레이드 끝에서 멀리 떨어진 지역에서의 음향 전파를 예측하는데는 적당하지가 않다. 격자의 밀도가 음향학적 원음장을 계산하는데 충분하지 않고 또한 수치적인 점성이 계산시 불안정성(instability)을 일으키기도 한다. 그러나 헬리콥터 같은 회전익기의 음향학에 CFD 방법을 이용하는 하나의 큰 장점은 바로 음파가 특성 곡선(characteristic line)을 따라 전파하고 그 영역에 격자의 밀도를 조밀하게 넣어줄 수 있기 때문이다^(9,10).

마지막으로 또 하나의 해석 방법은 근방은 CFD로 풀고 원음장은 음향 유사의 공식을 이용하는 전산 유체역학과 Kirchhoff 방법의 결합이다^(10,11). 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 선형 Kirchhoff 공식을 사용한다⁽¹²⁾. 이 선형 공식은 두 가지 가정이 사용되는데 첫째로 제어면이 비선형 유동장을 충분히 포함할 수 있도록 커야 하며 탈국부화된 흐름에 대해서 원방까지 확장 가능해야 한다. 두번째로 음속이 일정해야 하며 소리의 전파에 대해서 비선형의 효과가 무시된다.

이런 선형 Kirchhoff공식의 문제점은 해결하기 위해, Isom⁽¹³⁾에 의해서 비선형 Kirchhoff 공식이 개발되었다. 이 비선형 공식은 선형 음속 원통(linear sonic cylinder)에 위치한 제어면에서의 압력과 속도의 적분형태이고, 비선형 체적적분을 면적분으로 바꾸어줌으로서 제어면의 모든 비선형 효과를 포함하게 된다. 비선형 공식의 하나의 큰 장점은 음속면이 깃끝에 아주 근접하다는 것으로 CFD code는 단지

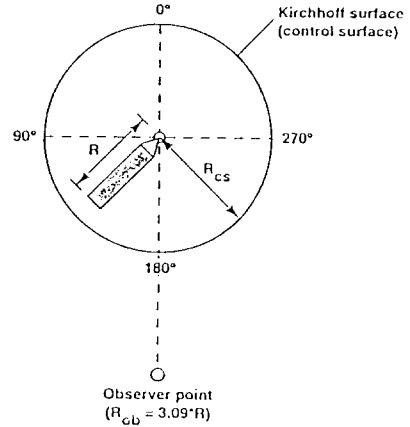


Fig. 1 Schematic of high-speed impulsive noise measurement set-up

근방만을 풀면 되는 것이다.

본 논문에서는 몇 개의 제어면의 위치에서 선형 공식의 결과와 비선형 공식의 결과들을 실험치와 비교한다. 이 공식들의 지연 시간 방정식은 음속 원통 바깥에 위치한 제어면의 초음속 특성 때문에 주의 깊게 고려된다. 예측된 음향학적 결과들은 마하수 0.90, 0.95의 정지 비행시의 실험결과들과 비교하였다. 관찰자의 위치는 허브로부터 로우터 반경의 3.09배 되는 곳에 위치하고 고정된 Kirchhoff면에서의 방위각(azimuth angle)이 Fig. 1 보여져있다.

2. 선형 Kirchhoff 공식화

고정된 제어면에 대한 kirchhoff 적분공식은 Huygens 원리의 해석적인 표현이다⁽¹⁴⁾. Kirchhoff 공식은 다음과 같다.

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

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})과의 사잇각이고 r 은 지연시간에서 음원과 관찰자까지의 거리를 말한다. a_∞ 는 음속을 의미한다. 압력과 그의 미분이 지연 시간에서 계산된다. 이 공식은 움직이는 표면⁽¹⁵⁾에 대해서도 연장할 수 있고 블레이드-와류 상호작용 소음(BVI noise)같은 음향학적 계산에 사용된다^(16,17).

이 공식의 장점은 다음과 같다. 첫째로 면적분의 형태이고 둘째로 모두 선형항이며 마지막으로 일정한 음속 전파 속도를 가지고 있다는 점이다. 단점으로는 전체 비선형공력흐름장을 포함할 수 있을 만큼 제어면이 커야하는 것을 들 수 있다. 이는 비선형 유동장이 원방까지 전파되는 경우 탈국부화된 흐름장이 문제점을 야기하기 때문이다. 또 하나의 단점은 제어면을 지나서 비선형 유동장의 효과가 고려되지 않는 것이다.

3. 초음속 구간에서의 지연시간 해

지연시간 방정식은 단순하게 보이지만 식 (1)을 계산할 때 중요한 역할을 한다. 그리고 해를 구할 때 세심한 주의를 필요로 하는데 다중근(multiple root)이 얻어지는 소닉 실린더(sonic cylinder)의 바깥에 위치한 제어면의 경우 특히 그렇다⁽¹⁸⁾. 다중근

은 제어면이 소닉 실린더에 바깥쪽에 두었을 때 나타나는 필연적인 결과이다. 지연시간과 관찰자 시간과의 관계식은 다음과 같다.

$$\tau = t - r/a_\infty \tag{2}$$

r 은 소리가 발생하는 시간에서 음원과 소리를 받는 시간에서 관찰자 사이의 거리를 뜻한다. 로우터 블레이드에서 서로 다른 두개의 음원에서 발생하는 음파가 관찰자에게 동시에 도달하기 위해서 다음의 방정식이 만족되어야만 한다.

$$\frac{r_1(\tau_1)}{a_\infty} + \frac{\Psi_1(\tau_1)}{\Omega} = \frac{r_2(\tau_2)}{a_\infty} + \frac{\Psi_2(\tau_2)}{\Omega} = t \tag{3}$$

여기서 r_1, r_2 는 음원에서 관찰자까지의 거리를 말하고, Ψ_1, Ψ_2 는 소리가 발생하는 시간에서 각각의 음원위치의 방위각을 의미한다. 그리고 Ω 는 블레이드의 각속도를 의미한다. 주어진 방위각 Ψ 에서 두 번째의 음원의 위치 Ψ_2 는 다음의 방정식 (4)로부터 구할 수 있다.

$$F(\phi) = -\frac{\Omega}{a_\infty}(r_1 - r_2) + \Psi_2 - \Psi_1 = 0 \tag{4}$$

식 (4)에서 함수 $F(\phi)$ 의 거동은 Fig. 2에 나타나 있다. 식 (4)는 아음속 범위에서 모든 시간에 대해서 하나의 해만을 갖고 있고(Fig. 2-a), 초음속의 경우에는 다중근을 갖고 있다[Fig. 2-b].

4. 비선형 Kirchhoff 공식화

음압에 대한 비선형 Kirchhoff 공식은 다음과 같다.

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

여기서 압력 $p(\beta, T)$ 는 $\rho_0 a_\infty^2 \epsilon^{1/3}$ 에 의해서 무차원화되었고, 반경속도 V_r 은 $\Omega R \epsilon$ 에 의해서 무차원화되었다. ρ_0 와 a_∞ 는 교란되지 않은 대기에서의 밀도와 음속이다. γ 는 비열비를 뜻하고 M_{tip} 은 블레이드 팁

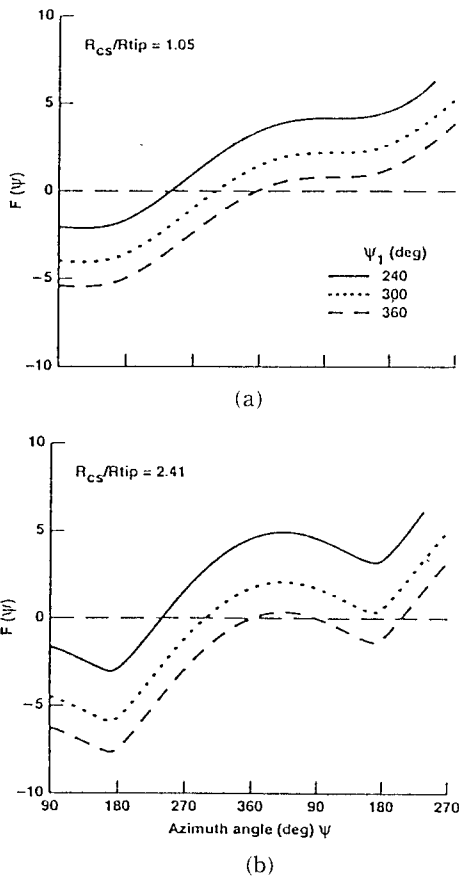


Fig. 2 Retarded time solutions of a source for subsonic and supersonic control surface locations at a hover tip Mach number of 0.9.

에서의 마하수이다. ϵ 은 중형비의 역수이고, β 는 소닉실린더의 접선을 따른 관찰자까지의 거리를 말하고 다음과 같이 정의된다. $\beta = [(\Omega R_{ob}/a_0)^2 - 1]^{1/2}$. Ω 는 각속도를 의미하고 R_{ob} 는 허브로부터 관찰자까지의 거리를 뜻한다. Z_0 는 $\epsilon^{1/3} a_{\infty} / \Omega$ 에 의해서 무차원화된 수직 길이를 말하며, T 는 $T = (1/\epsilon)(\theta + \beta - \tan^{-1}\beta)$ 로 정의되는 상변수이다. θ 는 블레이드 고정된 좌표계에서 원통형 polar angle을 말하며, λ 는 적분 변수이다. $\dot{g} = \tan\theta_s / M_{tip}$ 이고, θ_s 는 음속원에 수직인 벡터와 충격파간의 각도를 의미한다.

식 (5)에 나타난 면적분은 전 음속 평면에 대해서 취해지는데 이 음속 평면은 블레이드의 스패 방향의 축에 수직하며 음속 선형 원통에 접한다. 이 식은 2차 비선형 미소교란 포텐셜 방정식을 적분 방정식으로 변환과정에서 나타난 결과이다. 이러한 방정식의 변환은 가장 일반적인 FW-H 방정식의 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 몇가지 가정에 근거한다. 첫 번째의 가정은 음속 평면에 수직한 교란 압력의 미분이 접선 방향의 그것보다 매우 작다는 것이고, 접선 방향의 미분은 급격히 변하는 음파를 통한 시간미분이다. 두 번째의 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. 충격파에 상대적인 유동의 마하수가 1보다 약간 크며 충격파는 거의 평면이다.

이 방정식은 몇 가지 주목할 만한 특징을 가지고 있는데 탈국부화된 흐름에서 충격파가 깃끝에서 원 방향으로 연장될 경우, 상변수 T 가 충격파로 접근해갈 때 세 개의 적분식은 특이성을 갖는다는 점이다. 이는 어느 하나의 면적분이 다른 두 개의 적분식과는 고립적인 형태로 수치적으로 계산된다는 것을 말한다. 같은 특이성 거동으로서 적분항들중 두개가 다른 하나의 적분항을 남겨 둔 채 고립적으로 풀 수 있다. 그러나, 만일 세 개의 적분이 동시에 계산된다면 음압 $p(\beta, T)$ 는 T 가 충격파로 접근해갈 때 유한하게 된다. 이런 적분식들의 선택적인 거동은

기대되지 않았던 것이다⁽¹³⁾. 상변수 T 가 충격파의 양쪽에서 매우 가까워질 때 모든 세 개의 적분항들은 하나의 이중 적분으로 취해지고 결합된 적분항들은 충격파를 가로질러서 연속하게 된다(반면 다른 두 개와 별도로 각각의 적분항들은 불연속이 된다). 연속성은 미소 교란 충격파 관계식을 따른다. 이러한 선택적이고 연속적인 거동의 물리적인 중요성은 충격파 표면에서의 점들이 음원이 되지 않는다는 점이다. 다른 한편으로 만일 사중극 음원항을 고려하지 않는다면 충격파 표면의 점들이 음원이 되는 것이며 충격파는 방사하며 결국 충격파의 보존 법칙을 위배하게 된다. 앞에서도 언급한 바와 같이 사중극 음원항이 표면 적분으로 바뀌게 됨으로서 물리적으로 간단한 면이 있으나, 특히 적분을 수행해야 하므로 특히 충격파가 존재할 경우에는 수치적분상에 어려움이 있다. 이 공식이 몇몇 측면에서 근사적으로 구한 것이지만 많은 단순화는 필수적인 물리적 성질들을 배제하게 되므로 주의하여야 한다.

사중극 체적 적분의 면적분으로의 단순화는 계산

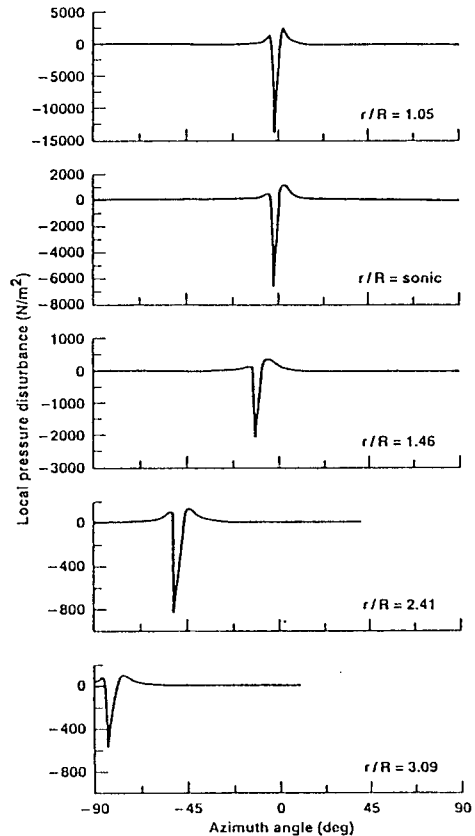


Fig. 3 The pressure distributions at several radial positions on the rotor plane with a condition of the hover tip Mach number of 0.9.

이 수렴해지는 장점을 내포하게 되나 그러한 단순화에 대한 보상이 존재하게 된다. 두 개의 면적 적분항에서의 인자 $|T-\lambda|^{-1/3}$ 와 $|T-\lambda|^{-2/3}$ 가 T와 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 적분변수가 충격파에 근접할 때

반드시 수치적분 수행시 문제점이 야기된다.

5. 실험결과와의 비교

유한 차분 Euler solver가 정지 비행시 로우터 블레이드 주위의 유동장을 계산하는데 사용되었다. 여기서 고속 충격 소음 해석시 점성의 효과는 배제한다. NACA 0012의 익형단면의 직사각형 평면을 가진 UH1H로우터 블레이드에 대해서 실험한 결과와 해석 결과를 비교하였다^(19,20).

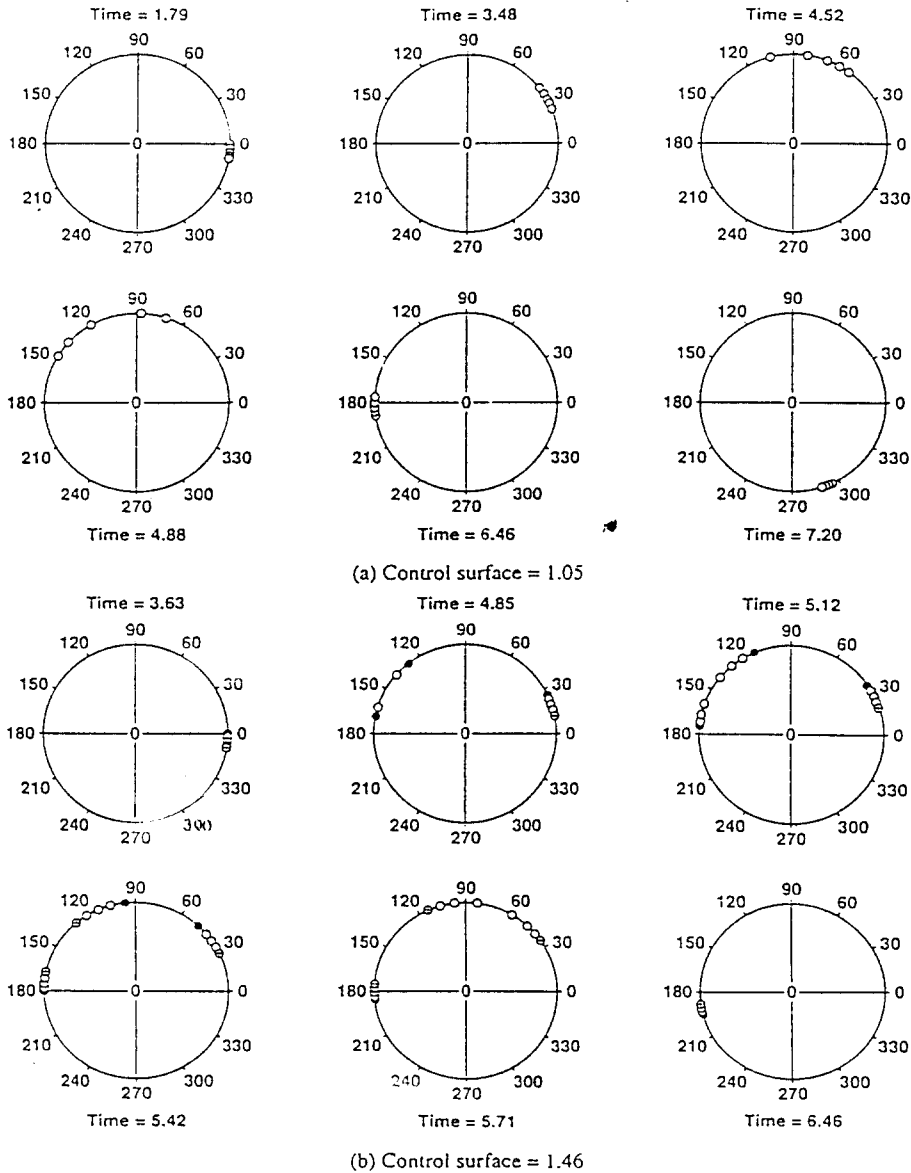


Fig. 4 Acoustic Planform variation on the control surface (a) inside the sonic cylinder ($R_{cs}/R=1.05$) and (b) outside the sonic cylinder ($R_{cs}/R=1.46$) at a condition of $M_{tip}=0.9$.

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

였다. Fig. 4는 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. [Fig. 4(a)] 다른 한편으로 음속 원통 바깥쪽에 위치한 제어면($R_{cs}/R=1.46$)에 대해서, 방사 마하수가 초음속 범위로 증가할 때 지연 음향학적 평면이 확

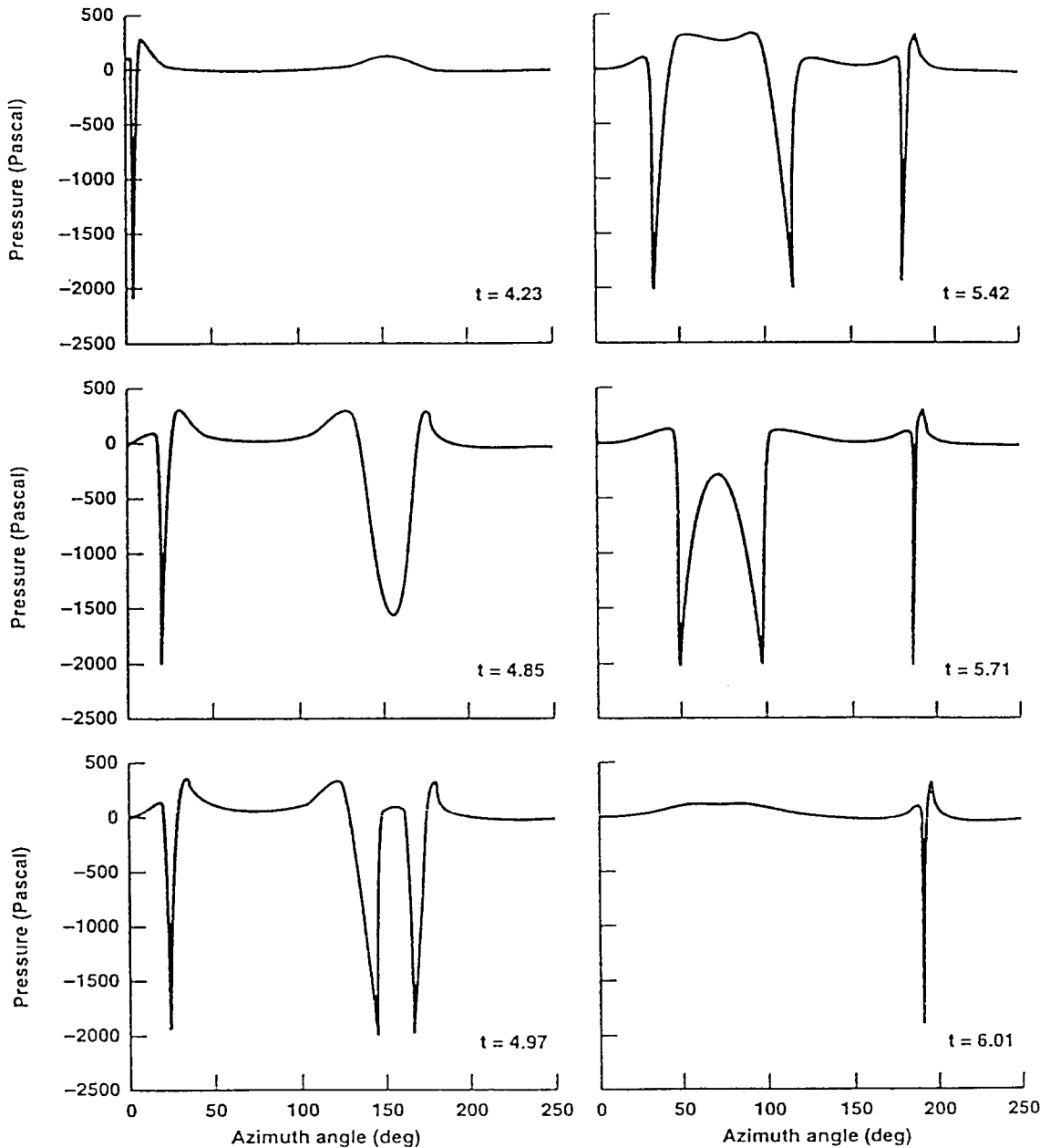


Fig. 5 Pressure distribution on the control surface outside the sonic cylinder ($R_{cs}/R=1.46$) at selected observer times at a condition of $M_{tip}=0.9$.

장되거나 다중근 지역으로 들어가게 된다. [Fig. 4(b)] 주어진 관찰자의 시간에서 초음속 방사 마하수에 따라 초음속 범위에 위치한 제어면을 따라 음향학적 평면 형상의 변화가 무차원화 된 시간 4.85, 5.42, 그리고 5.71에 대해서 Fig. 4(b)에 나타나 있다.

Fig. 5와 Fig. 6은 다른 관찰자의 시간에서 초음속 범위에 있는 지연된 음향학적 평면에 대한 압력 분포와 음향학적 신호의 분포를 나타낸다. Fig. 5의 무

차원화된 시간 4.85에서의 그래프를 보면 20도 근처에서 하나의 충격파가 있고 150도 주위에서 두개의 압력파가 겹침을 알 수 있다. 이는 Fig. 4(b)에 보여진 지연시간의 다중근과 일치하는 결과이다. 같은 시간에 Fig. 6에 보여지는 바와 같이 150도 근처에서 음향 신호의 큰 분포가 형성되는 것을 알 수 있다. 또 시간 $t=5.42$ 에서 Fig. 5의 압력 분포는 Fig. 4(b)에 보여진 지연 시간의 방정식의 세 개의 근과 일치

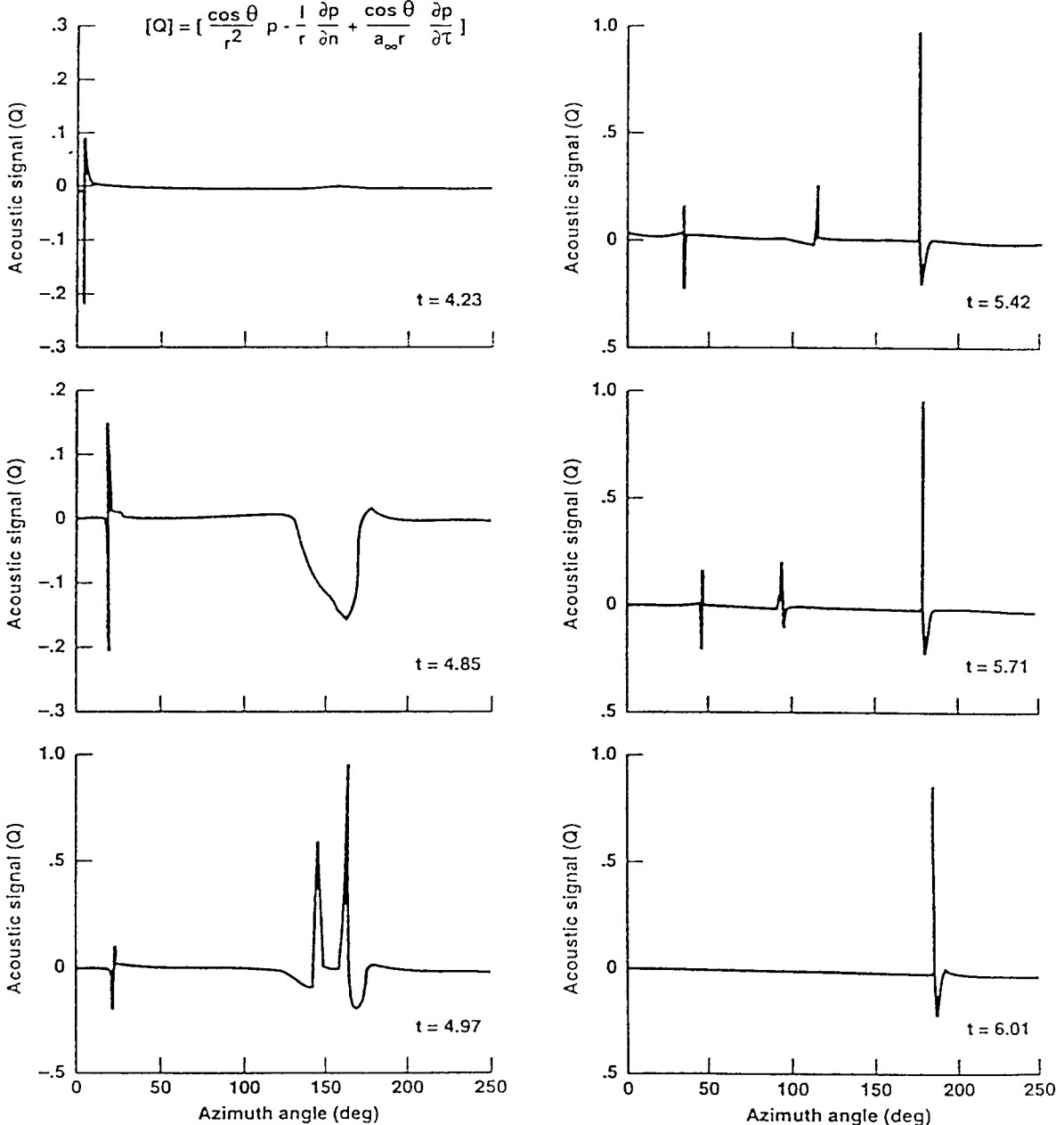


Fig. 6 Acoustic signal(Q) distribution on the control circle (at $y=0$ only) outside the sonic cylinder ($R_{cs}/R=1.46$) at selected observer times at a condition of $M_{tip}=0.9$.

하는 세 개의 구별적인 압력파가 형성됨을 알 수 있다. 그러나 Fig. 6에 보여진 결과적인 음향학적 신호는 dp/dn , dp/dt 항들이 서로 소거되기 때문에 거의 무시할 수 있다.

Fig. 7은 정지비행 마하수 0.90과 0.95일 때 여러 가지 제어면의 위치에 대하여 선형 Kirchhoff 공식을 사용해서 얻은 음압의 결과이다. 제어면이 음속면 안 쪽에 존재하는 경우 ($R_{cs}/R=1.05$ for $M=0.90$; $R_{cs}/R=1.03$ for $M=0.95$), 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.

이제 모든 비선형 유동장의 효과를 포착하기 위해서 제어면을 음속원에서 초음속 영역으로 확장한다.

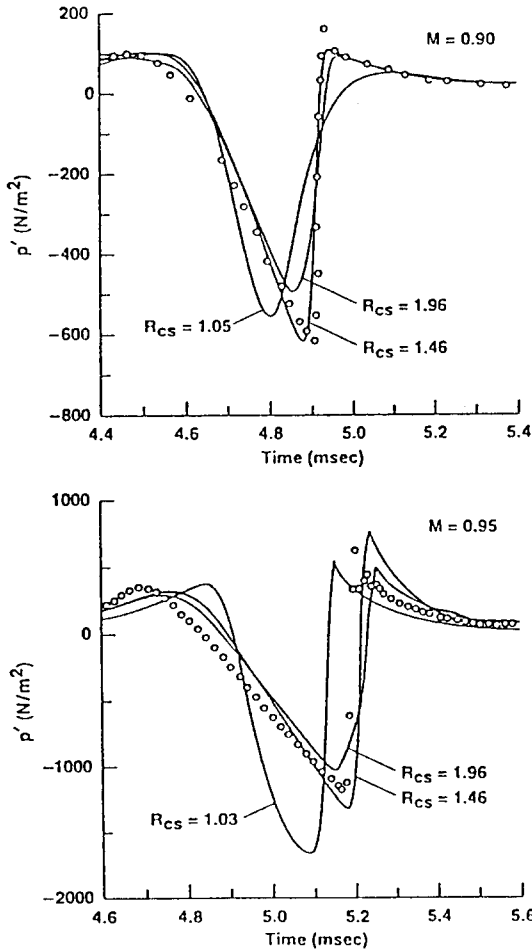


Fig. 7 Linear Kirchhoff acoustic pressure prediction at the observer point with respect to the position of the control surface at conditions of $M_{tip}=0.9$ and $M_{tip}=0.95$.

제어면을 어떤 위치에까지 확장시킬 경우 음압의 진폭과 파형등의 예측 능력이 향상되며, Fig. 7에서와 같이 $R_{cs}/R=1.46$ 일 때 예측 결과는 실험치와 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 어떤 특정한 위치에서는 선행 연구 결과들이 실험값과 잘 일치하지만 이 특정한 위치에서 제어면을 더 확장할 경우 진폭과 파형의 파괴를 가져오는데 이는 CFD solver의 결과가 수치적인 소산에 의해서 정확성이 저하되었기 때문일 것이다.

정지 비행 마하수가 0.95이고 충격파가 원방까지 전파되는 경우 예측 결과는 마하수 0.90일 때와 같은 경향을 보인다. 여기에는 초음속 영역에서 선형 Kirchhoff 공식의 적용과 Huygens 원리의 적용의 유용성과 같은 미해결의 문제가 있다.

Fig. 8에는 깃끝 마하수가 0.90, 0.95일 때 비선형

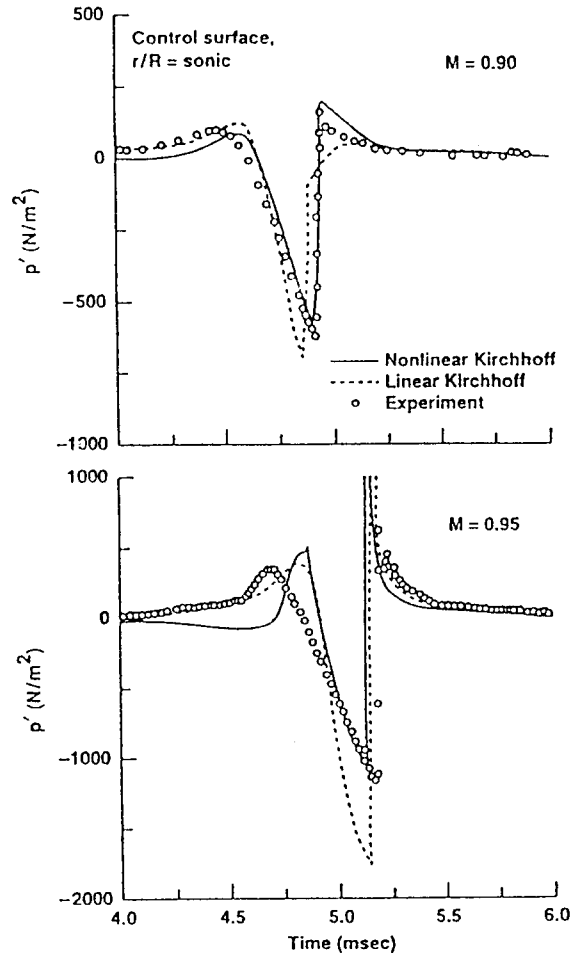


Fig. 8 Nonlinear Kirchhoff acoustic pressure prediction at the observer point with respect to the position of the control surface at conditions of $M_{tip}=0.9$ and $M_{tip}=0.95$

Kirchhoff 공식에 근거한 계산 결과가 실험자료와 비교되었다. 특이점 적분시 trapezoidal 방법이 사용되었다. 앞에서도 언급하였듯이 충격파를 가로질러서 수치적인 특이점의 문제가 나타나지만 진폭과 파형이 비교적 잘 일치하는 것으로 나타나 있다. 이러한 문제점은 세 개의 적분항에 적당한 해석적인 표현이 사용된다면 해결될 수 있다. 또한 방정식 (5)의 비선형 적분은 충격파의 각도에 많이 의존하게 되는데, 정확하게 충격파 각도를 측정하는데 어려움이 따른다. 깃끝 마하수가 0.95인 경우는 데이터 표면이 단지 블레이드 팁으로부터 시위의 0.7에 있기 때문에 비선형 공식의 시험이 매우 어렵다. 음속 원통에 위치한 제어면에 대한 선형 계산의 결과는 그리 좋지 못하다. 이러한 결과들은 일반적인 결론을 지지한다. Kirchhoff 공식이 깃끝에 가까운 제어면을 사용할 때 비선형의 효과를 고려하는 것이 필수적이다.

6. 결 론

높은 정지비행 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 데이터와 잘 일치하는 것을 알 수 있었다. 또 제어면이 깃끝에 매우 가깝게 있을 경우 비선형 Kirchhoff 공식을 사용해서 좋은 결과들을 가져올 수 있었는데 즉 정확하게 음장(acoustic field)을 묘사할 수 있는 것은 비선형 Kirchhoff 공식이라는 결론을 얻었다.

후 기

본 연구는 교육부 기계공학 학술 연구비(ME95-B-05)의 연구 지원으로 수행한 결과의 일부이며, 이에 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

(1) Ffowcs Williams, J.E. and Hawkings, D.L., 1969, "Sound Generated by Turbulence and Surfaces in

Arbitrary Motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society*, A264, pp. 321~342.

- (2) Schmitz, F. H. and Yu, Y.H., 1986, "Helicopter Impulsive Noise : Theoretical and Experimental Status," *Journal of Sound and Vibration*, 109(3), pp. 361~422.
- (3) Prieur, J., Coster, M. and Baeder, J.D., 1991, "Aerodynamic and Acoustic Calculation of Transonic Nonlifting Hovering Rotors," Presented at the International Technical Specialist Meeting on Rotorcraft and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA.
- (4) Farassat, F. and Brentner, K., 1988, "The Use and Abuse of the Acoustic Analogy in Helicopter Rotor Noise Prediction," *Journal of The American Helicopter Society*, pp. 29~36.
- (5) Schultz, K.J. and Spletstoesser, W.R., 1988, "Prediction of Helicopter Rotor Impulsive Noise using Measured Blade Pressures," Presented at the 43rd American Helicopter Society Forum, St. Louis, MO.
- (6) Farassat, F. and Tadghighi, H., 1990, "Can Shock Waves on Helicopter Rotors Generate Noise? : A study of Quadrupole Source," 46th American Helicopter Society Forum, Washington, D.C.
- (7) Isom, M.P. and Yu, Y.H., 1991, "Shock Waves and The Ffowcs Williams-Hawkings Equation," Presented at the International Technical Specialist Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA.
- (8) Baeder, J.D., 1989, "Computation and Analysis of Acoustic Waves in Transonic Airfoil-Vortex Interactions," Ph. D. Dissertation, Stanford University.
- (9) Baeder, J. D., 1990, "Euler solutions to nonlinear Acoustics of Non-lifting Hovering Rotor Blades," Paper No. II . 3.3, 16th European rotorcraft Forum, Glasgow, Scotland.
- (10) Strawn, R., Garceau M., and Biswas, R., 1993, "Unstructured Adaptive Mesh Computations of Rotorcraft High-Speed Impulsive Noise," AIAA Paper 93-4359, 15th AIAA Aeroacoustics Conference, Long Beach, CA.
- (11) Baeder, J.D., Gallman, J.M., and Yu, Y.H., 1993,

- “A Computational Study of the Aeroacoustics of Rotors in Hover,” AIAA 93-4450, 15th AIAA Aeroacoustics Conference, Long Beach, CA.
- (12) Srinivasan, G.R. and Baeder, J.D., 1993, “TURNS: A Free-Wake Euler/Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors,” AIAA Journal, Vol. 31, No. 5, pp. 959~962.
- (13) Isom, M., Purcell, W., and Strawn, R., 1987, “Geometrical Acoustics and Transonic Helicopter Sound,” AIAA-97-2748, 11th AIAA Aeroacoustics Conference, Sunnyvale, CA.
- (14) Baker, B.B. and Copson, E.T., “The Mathematical Theory of Huygens’ Principle,” Chelsea Publishing Company, New York, NY.
- (15) Farassat, F., and Myers, M.K., 1988, “Extension of Kirchhoff’s Formula to Radiation from Moving Surfaces,” Journal of Sound and Vibration, Vol. 123, No. 3, pp. 451~460.
- (16) Lyrantzis, A.S. and George, A.R., 1989, “The Use of Kirchhoff Method in Acoustics,” AIAA Journal, Vol. 27, No. 10.
- (17) Xue, Y. and Lyrantzis, A. S., 1993, “The Use of a Rotating Kirchhoff Formulation for 3-D Transonic BVI Far-Field Noise,” Presented at the 49th Annual Forum of the American Helicopter Society, St. Louis, MO.
- (18) Yu, Y.H. and Schmitz F. H., 1980, “High-Speed Rotor Noise and Transonic Aerodynamics,” AIAA 80-1009, AIAA 6th Aeroacoustics Conference, Hartford, Connecticut.
- (19) Purcell, T. W., Strawn, R. C., and Yu, Y.H., 1987, “Prediction of High-Speed Rotor Noise with a Kirchhoff Formula,” AHS Specialists Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, Arlington, Texas.
- (20) Purcell, T.W., 1988, “CFD and Transonic Helicopter Sound,” Fourteenth European Rotorcraft Forum, Milano, Italy.