

論文

축소형 UH-1H 로터에서의 광역소음과 이산소음의 비교

유기완*

Comparison of Discrete Noise with Broadband Noise from Small-scaled UH-1H Rotor

Ki-Wahn Ryu*

ABSTRACT

The thickness, loading, and broadband noise generated from the trailing edge of the UH-1H main rotor are numerically compared each other. The Kocureck and Tangler's prescribed wake model is adopted to represent the wake geometry during the hovering motion. Three tip Mach numbers of $M_T = 0.2, 0.4, \text{ and } 0.8$, are selected to analyze the effects of different tip Mach numbers. At $M_T = 0.8$, in considering the A-weighting and audible frequency band, the random noise is smaller than the tonal noises such as the thickness and the loading noise which have the low frequency characteristics. Especially most of the random noise frequency spread on the ultrasound region. On the other hand, below $M_T = 0.4$, the band of random noise moves to the audible frequency region, and the random noise becomes larger than the tonal noise. It turns out that the random noise analysis of the rotor should be necessary at low speed operating condition.

초 록

본 연구에서는 UH-1H 헬리콥터의 축소 로터에 대한 두께소음과 하중소음, 그리고 와류홀림에 의한 광역소음을 각각 수치계산을 통해 얻어내고, 그 크기를 비교하였다. 로터의 후류형상은 Kocureck과 Tangler의 지정후류 방법을 사용하였으며, 팁 마하수 M_T 의 범위는 0.2, 0.4, 0.8로 나누어서 유동장 계산과 그에 따른 소음해석을 시도하였다. 팁 마하수 $M_T = 0.8$ 에서 와류 홀림에 의한 광역 소음은 가청주파수 대역 및 A-가중함수를 고려하였을 때에 상대적으로 저주파수 특성을 갖는 두께소음이나 하중소음에 비해 작은 값을 보이는 것으로 나타났다. 특히 광역소음은 가청주파수를 벗어난 초음파 영역에서 대부분의 음압을 방사하는 것으로 나타났다. 반면 M_T 를 0.4 이하로 하였을 때에는 광역소음이 저주파수 영역으로 이동하면서 이산소음에 비해 더 소음레벨을 보이는 것으로 나타났다. 즉, 저속 회전하는 헬리콥터 로터의 경우에는 광역소음의 고려가 필수적임을 알 수 있다.

Key Words : Helicopter Rotor(헬리콥터 로터), Acoustic Analogy(음향상사), Discrete Noise(이산소음), Broadband Noise(광역소음)

† 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

I. 서 론

Lighthill이 이루어낸 음향학적 상사해석 [1]은

공력음향학 지배방정식을 비제차 파동방정식 형태로 나타내었다. 이 방정식은 Ffowcs Williams-Hawkins (FW-H) 방정식 [2]을 통해 회전익 등 움직이는 물체의 효과까지 반영할 수 있도록 발전되었다. Green's function을 이용하여 얻어낸 파동방정식의 해는 시간 또는 공간 미분을 포함한 적분 방정식 꼴로 표현되어 실제문제에 적용하여 해를 얻어내기 쉬운 문제가 아니었으나, 여러 연구자들이 기울인 많은 노력으로 지난 20여년 동안 회전익에서 발생하는 소음의 해석결과를 실험치와 비교하여 매우 잘 일치하는 논문들이 발표되어 왔다. 특히 Farassat [3]에 의해서는 좀 다루기 까다로운 FW-H 방정식을 변형한 새로운 적분방정식으로부터 시간영역에서의 소음 예측을 용이하게 하도록 하였다.

회전익에서 발생하는 소음을 소음원으로 분류하면 크게 두계소음이라고 이야기 하는 단극소음 (monopole noise), 그리고 하중소음이라고 이야기 하는 쌍극소음 (dipole noise), 마지막으로 천음속 근방에서 고속회전에 의해서 발생하는 사극소음 (quadrupole noise)의 일종인 충격소음 등을 들 수 있다. 블레이드의 형상 또는 학자에 따라서 약간의 견해 차이가 있을 수 있겠으나 팁마흐수가 대략 0.8 이하인 경우에는 사극소음이 전체 소음 방사에 차지하는 비중이 두계소음과 하중소음의 합의 기여보다 작은 것으로 알려져 있다.

흔히 하중소음이라고 하는 것을 주파수 입장에서 분류해 보면 블레이드의 정상상태 하중에 의해서 발생하는 이산소음 (discrete noise)이 기본적으로 존재하며, 또한 이 보다 해석적으로 복잡한 비정상 하중에 의해서 발생하는 소음도 존재하게 된다. 여기에는 경계층의 박리, 비균일 흐름의 유입, 회전익 뒷전에서 생기는 와류의 흘림 등에 따른 회전익 표면에서의 비정상 압력 변동에 의해서 발생하는 소음을 포함하며, 이산소음 또는 광역소음 (broadband noise) 형태로 나타난다. 여기서 특히 강한 소음 발생구조를 갖는 것은 비균일 흐름의 유입과 와류의 흘림에 의한 것으로 알려져 있다 [4]. 특히 와류 흘림에 의한 소음은 회전익 뒷전의 반경방향으로 발생하는 와류의 흘림 주파수가 동일하지 않다는 점이 있어 광역 소음의 특성을 갖게 된다.

본 연구에서는 국내에서도 많이 운용되고 있는 UH-1H 헬리콥터 로터의 1/7 축소모형을 계산 모델로 하여, 여기서 발생하는 두계소음과, 하중소음, 그리고 와류흘림에 따른 광역소음 등에 대한 예측을 시도하고 그 크기를 상호 비교하였

다. 하중소음을 얻기 위해서 블레이드 표면 압력 분포는 지정후류 방법 (prescribed wake model) 과 포텐셜 기저 패널방법을 통해 얻어내었다.

II. 본 론

2.1 공력하중의 계산

로터 주위의 유동장 계산을 위해서 본 연구에서는 포텐셜 흐름을 가정하기로 한다. 포텐셜 흐름장을 지배하는 Laplace 방정식은 Green의 상반정리를 이용하여 물체 표면의 한 지점에서 거리 r 만큼 떨어진 위치에서의 유동 값을 다음 식으로 나타낼 수 있다.

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

여기서 σ 는 용출 (source)의 세기이고, μ 는 중첩 (dipole)의 세기, μ_p 는 물체표면상의 점 P에서의 중첩 값, μ_w 는 후류의 중첩 세기이고, r 은 물체 표면의 한점에서 유동장내 임의의 점까지의 거리를 의미한다. 위 식은 물체 표면을 차분화시킨 패널 분포에 의해 대수 행렬식으로 바꾸어 패널에서의 중첩의 세기를 결정하여 공기력을 얻어내게 된다.

Kocurek과 Tangler [6]는 정지비행 실험으로부터 얻어낸 Schlieren 가시화 자료로부터 블레이드 수, 추력계수, 비틀림 각도 등의 변수를 이용하여 익단와류 (tip vortex)의 궤적과 와류면 (vortex sheet)의 형상을 나타내는 경험식을 얻어내었으며, 여기에는 로터의 세장비에 따른 효과도 반영이 되었다. 정지 비행 시의 로터에서의 후류는 로터의 하방을 지나면서 공기역학적인 변화를 크게 일으키게 되어 무엇보다도 정확한 후류의 위치와 형상을 찾아내는 것이 중요하다. 본 연구에서는 Kocurek과 Tangler가 실험을 통해 얻어낸 지정후류 모델을 이용하여 후류의 영향을 고려하기로 한다. 이 방법은 먼저 추력계수를 가정한 후 이에 따른 후류 형상으로부터 추력계수가 수렴될 때까지 반복적인 계산을 하게 된다. 수렴속도 증진을 위해서 Secant root finding 방법을 이용하였다.

2.2 음원에 따른 수식

Farassat의 공식 1A [3]는 두계소음과 하중소

음을 다루기에 편리한 수식으로 나타낸다. 먼저 두께소음은 다음과 같이 표현된다.

$$4\pi p'_r(\vec{x}, t) = \int \frac{\rho_0 c_0 \dot{M}_n}{r(1-M_r)^2} dS \quad (2)$$

$$+ \int \frac{\rho_0 c_0 M_n (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} dS$$

여기서 c_0 는 유체의 음속, ρ_0 는 유체밀도, M 은 음원의 이동속도, r 은 음원과 관찰자 사이의 거리이다. [] 기호는 지연시간 $\tau = t - r/c_0$ 을 고려한 연산을 나타낸다. 두 번째로 하중소음,

$$4\pi p'_l(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int \frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} dS \quad (3)$$

$$+ \int \frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} dS$$

$$+ \frac{1}{c_0} \int \frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} dS$$

이다. 여기서 l_i 는 단위면적당 유체에 가해지는 힘, M_r 은 음원의 이동속도 벡터의 관찰자 방향 성분으로 방사방향으로의 상대 마하수를 의미하고, $\hat{r}_i = \vec{r}/r$ 는 단위벡터를 나타낸다.

보통 FW-H 방정식 [2]으로부터 음의 강도는 두께소음의 경우에 음원 이동속도의 4승, 하중소음은 6승, 사극음원은 8승에 비례하는 것으로 나타나 속도가 작은 경우에는 사극음원을 무시하기도 한다. 또한 두께가 작은 산업용 팬의 경우에는 두께소음은 하중소음에 비해서 무시할만한 크기를 갖는다.

회전의 뒷전에서 와류의 홀림은 회전의 표면에 주기적인 양력과 항력의 변동을 가져오게 된다. Fukano 등 [4]은 이 소음원을 저압 축류 팬에서의 주소음원으로 규정하고 회전의 형상과 회전수 등을 고려하여 대상 팬의 소음정도를 가늠할 수 있는 매우 간단하고 유용한 수식을 제공하였으며, 실험치와 비교하여 매우 좋은 결과를 보여주었다. 일반적으로 3차원 공력해석을 통해서 와류홀림에 의한 비정상하중을 계산하는 것이 쉽지 않아 Fukano 방법은 와류홀림에 의한 소음해석에 있어서 매우 훌륭한 방법임을 알 수 있다. 이 방법이 저압 축류 팬에서 의미를 갖는 이유는 보통 저속 회전하는 소형 팬의 경우에는 두께소음이나 정상하중 분포력에 의한 하중소음

등, 이산소음 성분이 와류홀림에 의한 광대역 소음보다 작게 나타나기 때문이다. Fukano에 의한 전체 sound power E는 다음과 같다.

$$E = \frac{B\pi\rho_0}{1200c_0^3} \int D W^6 dR \quad (4)$$

여기서 B는 회전익의 개수, W는 회전익 반경방향 위치에서의 접선 속도, $D = D_t + \delta_p^* + \delta_s^*$ 는 경계층의 변위두께를 감안한 회전익 뒷전에서의 후류의 특성길이를 나타낸다.

2.3 블레이드 모형에 대한 하중계산

본 연구에서 회전익 모형으로 선택한 것은 Farassat 등 [7]이 실험결과와 비교한 NACA0012 익형을 갖는 1/7-축소모형의 UH-1H 주로터이다. 수치계산을 통해 수렴된 후류 결과는 Fig. 1에 나타나 있다. 여기서 굵은 실선은 익단 와류이며, 블레이드 익단와류 안쪽에는 와면 (vortex sheet) 이 존재하게 된다.

블레이드 반경방향으로 분포하는 running thrust 계수는 Fig. 2와 같으며, 대략 90% 스패 위치에서 최대치를 갖고 블레이드 팁에서는 급격하게 줄어드는 경향을 보인다.

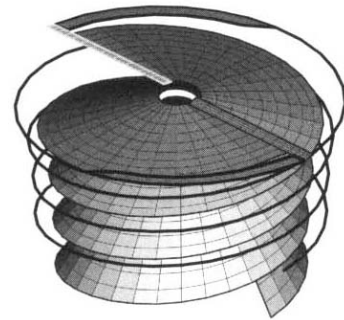


Fig. 1. Prescribed wake geometry for UH-1H model helicopter rotor

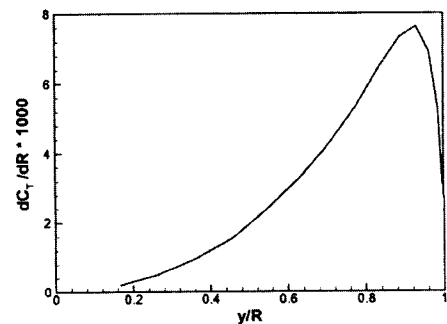
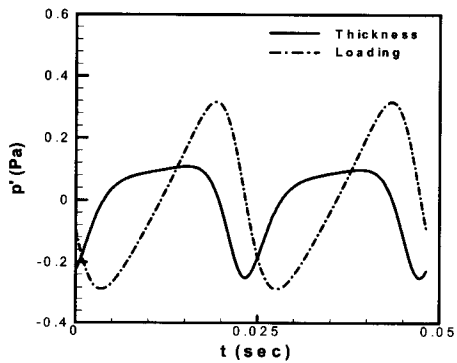


Fig. 2. Running thrust along the blade span

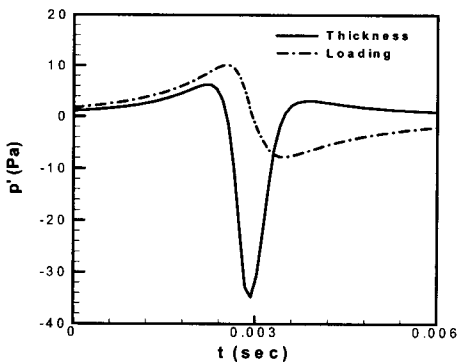
2.4 이산소음 해석 결과 및 분석

UH-1H 헬리콥터 로터의 1/7 축소모형에 대한 두께소음과 하중소음은 Fig. 3 (a), (b)에 나타나 있다. 계산에 사용된 블레이드의 회전수는 각각 1,245.5와 2,491 rpm이고, 여기에 해당되는 팁 마흐 수는 각각 0.4와 0.8이며, 받음각은 스펠 방향으로 균등하게 12.4° 이다. 관찰자의 위치는 회전 면상에 로터 허브 중심에서 $1.5D$ 만큼 떨어진 곳으로 설정하였다. 그림으로부터 음압신호는 강한 주기성을 보이게 됨을 알 수 있다. Fig. 3 (a), (b)에 나타난 시간영역의 신호를 주파수 분석을 하면 각각 Fig. 4 (a), (b)와 같다. 음압의 크기는 A-가중을 반영한 음압수준을 표시하였다.

차원해석을 통해서 보면 두께소음과 하중소음은 블레이드 익단 마하수를 변수로 볼 때 각각 M^4 과 M^6 의 위수 (order) 차이를 보이게 된다. 물론 블레이드의 두께에 따라서 차이가 존재하겠지만, NACA0012 에어포일에 대해서 음의 세기의 지향성을 살펴보면 Fig. 5와 같이 두께소음과 하중소음이 서로 견줄만한 크기를 갖고 있음을

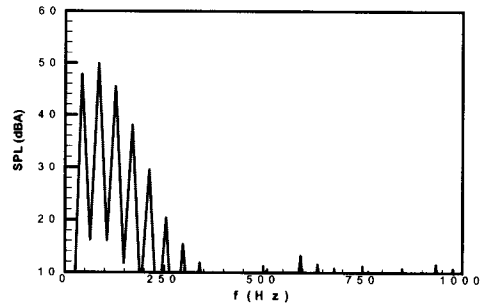


(a) $M_T = 0.4$

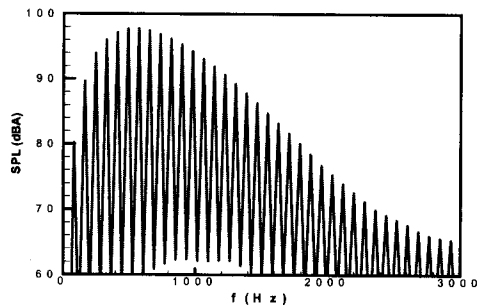


(b) $M_T = 0.8$

Fig. 3. Acoustic pressure - time history

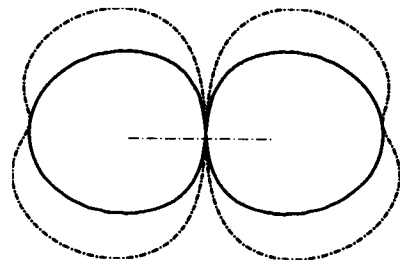


(a) $M_T = 0.4$ (OASPL = 52.7 dBA)

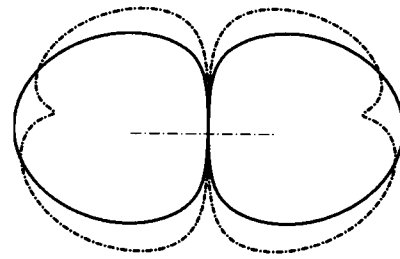


(b) $M_T = 0.8$ (OASPL = 107.4 dBA)

Fig. 4. Sound pressure level in frequency domain



(a) $M_T = 0.4$



(b) $M_T = 0.8$

Fig. 5. Directivity patterns (solid: thickness noise, dash-dotted: loading noise, : disc plane).

알 수 있고, 두께소음은 아령과 같은 방향성을 갖는 반면에 하중소음은 디스크 면에서 찌그러진 아령형상을 갖는다. 회전축 상에서는 두께소음과 하중소음이 모두 0의 값을 보인다. 따라서 두께소음이나 정하중 소음을 측정하기 위해서는 회전축 방향을 피해야 할 것이다. 다만 비정상하중의 경우에는 회전축에서도 값이 존재하는 것으로 알려져 있다.

2.5 광역소음 해석 결과 및 분석

본 연구에서 대상으로 삼은 UH-1H 축소 로터 블레이드의 뒷전에서 발생하는 와류에 의한 광역소음은 Fig. 6과 같다. Fig. 6(a)에서 팁 마흐 수는 0.4의 경우이며, 두께 및 하중소음에 의한 회전면 $r = 1.5D$ 에서의 소음 레벨은 52.7 dBA이고, 와류 흘림에 의한 광역소음은 가청주파수 기준 64.5 dBA인 것으로 나타났다. 반면에 Fig. 6(b)에서는 팁 마하수가 0.8인 경우로서, 매우 높은 주파수에서 상당히 커다란 광역소음의 강도를 내고 있다는 것이다 (전체 음의 세기는 109 dB입). 그러나 가청 주파수 대역과 A-가중 등을 고려해 보았을 때, 실제로 감지되는 전체 음의 세기는

4.3 dBA가 되는 것으로 나타났다. 팁 마흐수를 0.2로 낮추었을 때의 광역소음은 4~18 kHz 범위로서 가청주파수 안에 들어가며, 이 때의 전체 음압세기는 67.5 dBA인 결과를 보여주었다.

Fig. 6에서 또 하나 알 수 있는 것은 블레이드 팁에서 발생하는 소음이 허브 측에 비해 고주파수 영역에 속한다는 것이며, 또한 대부분의 광역소음도 블레이드 팁에서 발생되고 있다는 것이다. 이는 이산소음과 마찬가지로 블레이드 팁의 형상이 소음특성에 매우 지배적인 영향을 주는 것을 의미한다.

소음해석에 대한 계산 결과들을 종합하여 Table 1에 나타내었다. 여기에서는 광역소음과 이산소음을 팁 마하수, 즉 로터의 회전수 변화에 따라서 소음 수준을 서로 비교 한 것으로서, 팁 마흐수가 0.4 이하인 저속 회전 상태에서 광역소음이 이산소음에 비해 더 지배적인 소음원임을 보여준다. 따라서 어느 특정 블레이드의 회전수에서 광역소음 또는 이산소음, 둘 중의 하나가 지배적으로 되는 기준점이 존재하게 됨을 알 수 있다.

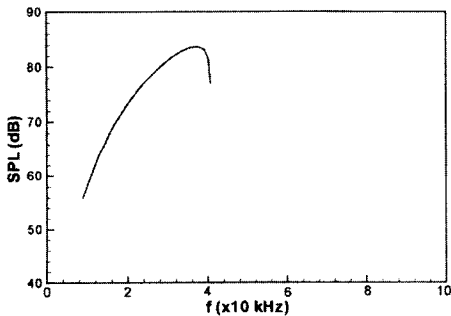
Table 1. Comparison of the discrete noise with the random noise

M_T	Discrete Noise Level (dBA)	Random Noise Level (dBA)
0.2	18.5	67.5
0.4	52.7	64.5
0.8	107.4	64.3

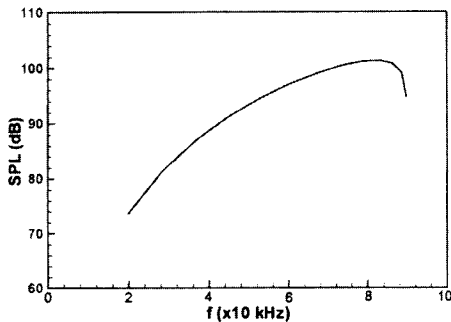
III. 결 론

본 연구에서는 UH-1H 헬리콥터 축소 로터에 대해서 두께소음, 하중소음, 와류흘림에 의한 광역소음을 각각 수치계산을 통해 얻어내고, 그 크기를 상호 비교하였다. 정지 비행에 따른 하중소음의 계산을 위한 블레이드 상의 정상 압력 분포는 Kocurek과 Tangler의 지정후류 방법 및 포텐셜 기저 패널 방법을 이용하였다.

로터의 팁 마흐 수 0.8에서 와류 흘림에 의한 광역 소음은 매우 높은 고주파수에서 가중합수를 고려하지 않았을 때 전체 음의 수준이 두께 및 하중소음의 합과 비슷한 크기를 갖는 결과를 보였다. 그러나 가청주파수 대역 및 A-가중합수를 고려하였을 때에 와류 흘림에 의한 소음은 상대적으로 저주파수에서 특성을 갖는 두께소음이나 하중소음에 비해 매우 작은 값을 보이는 것으로 나타났다.



(a) $M_T = 0.4$



(b) $M_T = 0.8$

Fig. 6. Trailing edge vortex shedding noise (without A-weighting)

반면 팁 마흐 수를 0.4 이하로 하였을 때에는 광역소음이 이산소음에 비해 더 큰 결과를 보이는 것으로 나타났다. 즉, 저속 회전하는 저압 팬의 경우와 마찬가지로 헬리콥터 로터의 경우도 회전수가 상대적으로 작은 경우에는 광역소음의 고려가 필수적임을 알 수 있다.

또한 계산 결과를 통해서 볼 때, 광역소음도 이산소음과 마찬가지로 블레이드 팁에서 대부분의 소음이 발생함을 알 수 있었으며, 이 결과로부터 블레이드 팁의 형상 설계가 저소음 로터 형상 개발에 있어서 가장 중요한 부분임을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 한국과학재단의 해외 post-doc. 연구 지원에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically I. General theory", *Proceedings of the Royal Society of London, Series A*, Vol. 211, 1952, pp. 564-587.
- 2) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion", *Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A*, Vol. 264, 1969, pp. 321-342.
- 3) Farassat, F., and Succi, G. P., "The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise", *Vertica*, Vol. 7, 1983, pp.309-320.
- 4) Fukano, T., Kodama, Y., and Senoo, Y., "Noise generated by low pressure axial flow fans, I: Modeling of the turbulent noise", *J. of Sound and Vibration*, Vol. 50, 1977, pp. 63-74.
- 5) Maskew, B., "Prediction of subsonic aerodynamic characteristics: a case for low-order panel methods", *J. of Aircraft*, Vol. 19, 1981, pp.157~163.
- 6) 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.
- 7) Farassat, F., Nystrom, P. A., and Morris, C. E. K., "A comparison of linear acoustic theory with experimental noise data for a small scale hovering rotor", AIAA 79-0608, 1979.