

헬리콥터 로터 블레이드의 자려소음 예측

김효영* · 유기완**

Self-Noise Prediction from Helicopter Rotor Blade

Hyo-Young Kim* · Ki-Wahn Ryu**

ABSTRACT

Self-noise from the rotor blade of the UH-1H Helicopter is obtained numerically by using the Brooks' empirical noise model. All of the five noise sources are compared with each other in frequency domain. From the calculated results the bluntness noise reveals dominant noise sources at small angle of attack, whereas the separation noise shows main noise term with gradually increasing angle of attack. From the results of two different tip Mach numbers with the change of angle of attack, the OASPLs at $M = 0.8$ show about 15dB larger than those at $M = 0.4$.

Key Words: Self-Noise, Broadband Noise, Helicopter Rotor, Tip Mach Number, Displacement Thickness, OASPL

기호 설명

| | |
|------------------|---------------|
| D | : 블레이드 직경 [m] |
| \overline{D}_h | : 소음 지향성 |
| K | : 경험계수 |
| l, L | : 특성길이 [m] |
| M | : 팁 마하수 |
| S_s | : Strouhal 수 |
| SPL | : 음압수준 [dB] |
| α^* | : 보정된 받음각 |
| δ | : 배체두께 [m] |
| ψ | : 에어포일 뒷전 각 |

Subscript

| | |
|-----|------------|
| p | : 블레이드 압력축 |
| s | : 블레이드 흡입축 |

1. 서 론

최근 국내 민간항공사의 소형 항공기 운항을 기점으로 민간 또는 군용 공항에서 발생하는 소음문제가 다시금 사회적인 문제로 대두되기 시작하였다. 항공기의 내부 소음은 민간 항공기에서 중요한 구매조건으로 작용하며, 외부 소음은 전투기 등 군용항공기에서 외부로 전달되는 음압이 음향레이더에 의해서 적에게 탐지되는 원인이 되므로 매우 중요한 생존능력 문제로 날로 관심이 증대 되고 있다 [1].

†2007년 2월 20일 접수 ~ 2007년 3월19일 심사완료

* 학생회원, 전북대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, 전북대학교 공과대학 기계항공시스템공학부
연락처, E-mail: kwryu@chonbuk.ac.kr

헬리콥터에 의한 소음은 대부분 로터(rotor)의 소음과 엔진에 의한 소음으로, 로터에 의한 소음은 전방 날개에 의하여 발생하는 후류와 뒤따라 회전하는 후방 날개의 상호작용에 의한 주기적인 이산 소음(discrete noise)과 날개 주위의 높은 난류성분에 의한 광대역 소음(broadband noise)으로 분류된다 [2].

이산소음 해석을 위해 Green의 함수를 이용하여 얻어낸 파동 방정식의 해는 시간 또는 공간 미분을 포함한 적분 방정식의 꼴로 표현되어 실제문제에 적용하여 해를 얻어내기 쉬운 문제가 아니었으나, 여러 연구자들이 기울인 많은 노력으로 지난 20여년 동안 회전익에서 발생하는 이산 소음의 해석결과를 실험치와 비교하여 매우 잘 일치하는 논문이 발표되어 왔다 [3].

이산 소음 해석이 주로 블레이드상의 정상하중의 회전에 의한 하중소음과 두께를 갖는 블레이드의 두께 소음을 대상으로 이루어졌으며, 소음 해석을 위한 하중과 외형은 쉽게 구할 수 있다. 반면에 광대역 소음 해석을 위한 유동정보를 유동장 해석을 통해 얻기는 쉽지 않다. Fukano 등 [4]은 블레이드 표면 전체를 난류흐름으로 가정한 후, 블레이드의 뒷전 두께와 배체두께의 영향에 의해서 발생하는 Karman 와류가 블레이드 표면에 순환의 세기를 변화시키고 이에 의해 양력의 주기적 변동이 발생되며 이에 의한 소음의 세기를 뛰어난 가정과 수식 전개를 통해 식을 제안하였고, 전체음압(overall sound pressure level, OASPL)을 예측한 후 실험치와 비교하여 매우 훌륭한 결과를 얻어내었다. 그러나 Fukano 등이 제안한 식은 받음각의 영향이 고려되어 있지 않아 헬리콥터와 같은 회전익의 경우 받음각에 따른 음압차가 실제로 발생될 수 있음에도 불구하고 이를 예측하기 위한 모델은 제시하지 않고 있다.

본 논문에서는 Brooks 등 [5]이 실험적 방법을 통하여 얻어낸 경험식을 이용한 소음 계산법을 이용하여 UH-1H 로터 블레이드에 적용하여 받음각과 팁 마하수에 따른 음압을 주파수 분석하였다.

2. 본 론

2.1 소음계산 방법

블레이드의 소음 발생은 아래와 같이 5가지로 나타낼 수 있다 [5]. Fig. 1은 블레이드 표면에서 발생하는 층류 경계층 흐름 이후 생기는 와류 흐름 (laminar boundary layer vortex shedding, LBL-VS)에 의해서 발생하는 소음으로 식 (1)과 같이 나타내어진다.

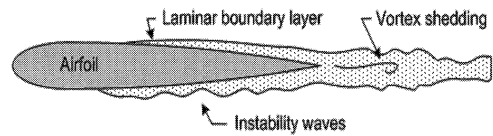


Fig. 1 Laminar boundary layer-vortex shedding noise

$$\begin{aligned} \text{SPL}_{\text{LBL-VS}} = & 10 \log \left(\frac{\delta_b M^2 L D_k}{r_s^2} \right) + G_1 \left(\frac{St'}{St'_{\text{Peak}}} \right) \\ & + G_2 \left[\frac{R_e}{(R_e)_0} \right] + G_3(\alpha) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 G_1, G_2, G_3 는 각각의 인자에 대한 경험식을 이용한 함수로 정의한다.

Figure 2는 블레이드 표면에서 생성되는 난류 경계층이 뒷전 끝단(turbulent boundary layer trailing edge, TBL-TE)에서 후류를 일으켜 소음을 발생시키는 메커니즘을 나타내며, 받음각에 따라 각각의 SPL 값은 식 (2)로 표현할 수 있다. 여기에서 A, B 는 각각의 독립변수에 의해서 표현되는 함수로 정의한다.

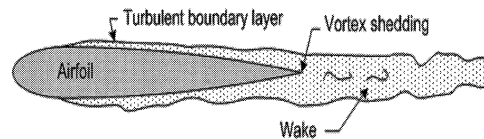


Fig. 2 Turbulent boundary layer-trailing-edge noise

$$SPL_p = 10 \log \left(\frac{\delta_s^* M^3 L \bar{D}_k}{r_t^2} \right) + A \left(\frac{St_p}{St_1} \right) + (K_1 - 3) + \Delta K_1 \quad (2)$$

$$SPL_s = 10 \log \left(\frac{\delta_s^* M^3 L \bar{D}_k}{r_t^2} \right) + A \left(\frac{St_s}{St_1} \right) + (K_1 - 3) \quad (3)$$

$$SPL_\alpha = 10 \log \left(\frac{\delta_s^* M^3 L \bar{D}_k}{r_t^2} \right) + B \left(\frac{St_s}{St_1} \right) + K_2 \quad (4)$$

Figure 3은 박리 및 실속 흐름에 따른 소음 발생 메커니즘으로 실속이 발생할 때 TBL-TE에 의한 소음보다 10 dB 정도의 상대적인 차이를 보이기도 하는 소음원이다 [5].

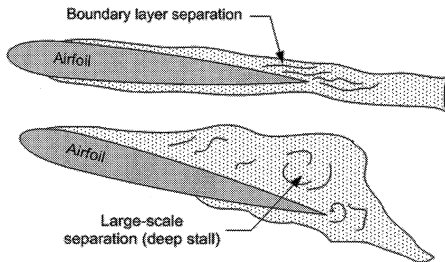


Fig. 3 Separation-stall noise

Figure 4는 블레이드 뒷전의 두께(bluntness) 효과에 따라 발생하는 소음 메커니즘을 보인다. 서론에서 전술한 바와 같이 Fukano 등은 블레이드 뒷전에서 발생하는 와류의 크기를 간단한 수식으로 구현하여 저속에서 회전하는 휠에서 발생하는 OASPL을 구하는 식을 제시한 바 있다.

뒷전 두께에 의한 소음은 식 (5)로 나타내며, 여기서 δ_{avg}^* 는 $(\delta_s^* + \delta_p^*)/2$ 이고, ψ 는 뒷전각(bluntness angle)으로, 날개전의 곡면과 코드 길이의 수평면이 이루는 각도를 나타낸다.

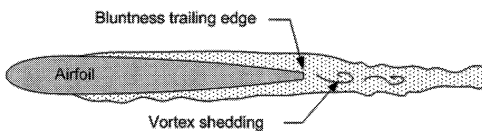


Fig. 4 Trailing edge bluntness-vortex shedding noise

$$SPL_{BLUNT} = 10 \log \left(\frac{h M^{5.5} L \bar{D}_k}{r_t^2} \right) + G_4 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \psi \right) + G_5 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \psi, \frac{St''}{St_{peak}''} \right) \quad (5)$$

실제 3차원 날개에서는 아래 Fig. 5와 같이 블레이드 상하면에서 발생하는 압력차가 끝단에 서 진행방향의 속도 성분과 합쳐져 와류가 형성되며 특히 헬리콥터와 같은 회전익의 경우 날개 끝 와류가 크게 발생되어 블레이드와 와류의 상호 작용에 의한 커다란 소음원으로 작용하기도 한다. 여기서는 블레이드 상하면의 압력차에 의해서 형성되는 유동장이 팁 와류를 형성하고 이에 의해서 블레이드 표면에 압력 변동을 일으키기에 의한 추가적인 소음에 초점을 둔 것이다. 블레이드 팁에서 발생하는 소음 계산은 식(6)과 같이 나타낸다.

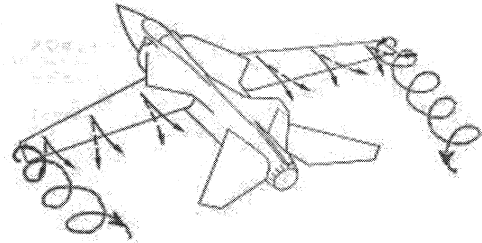


Fig. 5 Tip vortex formation noise

$$SPL_{TV} = 10 \log \left(\frac{M^2 M_{max}^3 l^2 \bar{D}_k}{r_t^2} \right) - 30.5 (\log St'' + 0.3)^2 + 126 \quad (6)$$

여기서 l 은 둥근형 팁의 끝단과 직각형 팁의 끝단효과를 알아보기 위한 특성 길이로 둥근형 끝단일 경우 $l \approx 0.008ca_{TIP}$ 로 나타낸다.

2.2 소음계산 모델

본 연구에서 선정된 블레이드 모델은 UH-1H 헬리콥터 로터의 실제 크기를 갖는 직경과 코드 길이로 하였다. 익형은 NACA0012를 사용하였으며, 제시한 블레이드의 제원은 Table 1과 같다.

Table 1 Main dimension of UH-1H Rotor

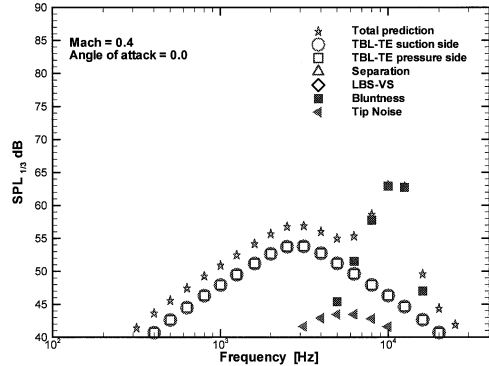
| | |
|----------------------------|---------|
| Number of Blade | 2 EA |
| Chord Length | 0.53 m |
| Rotor Diameter | 14.63 m |
| Trailing Edge Thickness | 1.34 mm |
| Bluntness Angle (ψ) | 14° |

관측 지점은 블레이드 회전면상에서 로터 허브 중심으로부터 1.5D만큼 떨어진 지점에서 받음각은 스핀 방향으로 균등하도록 하고 마하수가 0.4와 0.8일 때 각각의 받음각을 0°에서 10°까지, 2°씩 증가 시키면서 소음을 예측하기로 한다.

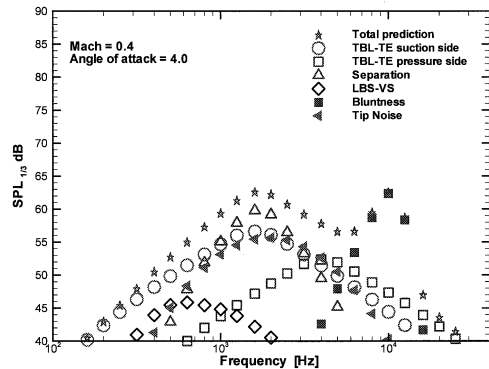
3. 결과 및 분석

먼저 팁 마하수가 0.4이며 받음각이 0°인 Fig. 6 (a)의 경우, TBL-TE와 뒷전 두께의 효과가 주된 소음 특성을 보이고 있음을 알 수 있다. 뒷전 두께 영향에 의한 음압 결과를 살펴보면 10 kHz 부근의 주파수 영역에서 상대적으로 높은 약 6 dB 피크 점을 갖는 특성을 나타내며, 이는 Fig. 7 (a)의 마하수 0.8에 대한 결과와 유사하게 높게 나타나고 있지만 주파수의 피크 지점이 가청영역인 20 Hz ~ 20 kHz의 주파수 범위를 넘어서고 있다. 또한 받음각이 없으므로 TBL-TE 압력측과 TBL-TE 흡입측이 동일한 특성을 나타내고 있으며, 박리 특성은 나타나지 않는 결과를 보이고 있다.

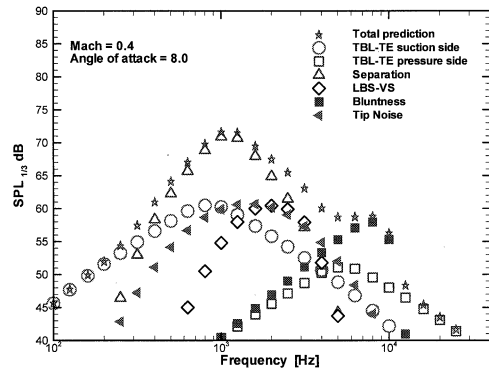
받음각이 4°인 Fig. 6 (b)의 경우를 Fig. 6 (a)인 0°와 비교하면 뒷전두께의 영향에 따른 음압의 변화는 미미하나, 익단소음의 경우 1.6 kHz의 주파수 범위에서 피크를 이루는 약 6 dB 정도의 증가를 보이지만 TBL-TE 압력측에 의한 음압이 약 5dB 낮아져서 결과적으로 전체 음압(OASPL)은 2.4 dB 정도의 작은 증가를 보이고 있다.



(a) Angle of attack = 0°



(b) Angle of attack = 4°



(c) Angle of attack = 8°

Fig. 6 Noise prediction of UH-1H rotor at M = 0.4

받음각이 8° 인 Fig. 6 (c)의 경우, 박리의 영향이 음압에 지배적으로 나타나지만, TBL-TE 압력측의 경우 음압은 감소한다. 또한 받음각의 증가에 따른 뒷전 효과는 미미하나 다른 음압들에 비하여 상대적으로 영향이 작아짐을 나타내고 있다.

전체적인 소음원에 대하여 주파수에 대한 음압의 크기가 상대적으로 작게 나타나는 LBL-VS의 경우, 받음각이 4° 인 600 Hz에서 45 dB의 피크 음압을 갖지만, 받음각이 8° 인 지점에서 급격히 증가하여, 받음각이 10° 에서는 3kHz 지점에서의 음압이 65 dB를 갖게 된다.

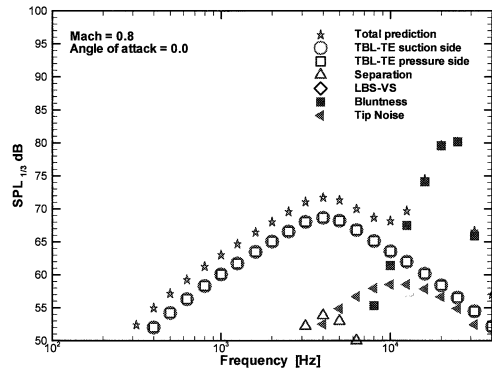
운용 속도에 따른 받음각의 특성을 살펴보기 위하여 0.8 마하수에서도 동일한 조건으로 수행한 결과를 살펴보면 Fig. 7과 같다. 마하수 0.4에 비하여 전체적으로 보다 넓은 주파수에서 전체적인 음압이 증가함을 나타내고 있다.

좀 더 상세히 살펴보면, 익단소음의 경우, 0.4마하수의 받음각 4° 와 8° 에서 각각 2 kHz와 1.6 kHz 위치에서 피크를 갖고 있지만, 0.8 마하수에서는 각각 4 kHz와 3 kHz의 좀 더 높은 주파수 지점에서 피크를 보이고 있다. 또한 박리에 의한 소음은 마하수 0.4에서와 마찬가지로 받음각이 커지면서 급격히 증가하여 지배적인 소음원으로 작용하는 경향을 공통적으로 보이고 있다. 또한 받음각이 작은, 0° 에서 4° 까지는 뒷전에 의한 소음이 10 kHz의 고주파수 영역에서 지배적인 소음특성을 나타내 보였고, 6° 이상의 받음각을 가질 경우에는 박리에 의한 소음이 1~2 kHz의 상대적으로 낮은 주파수에서 지배적인 소음임을 알 수 있다.

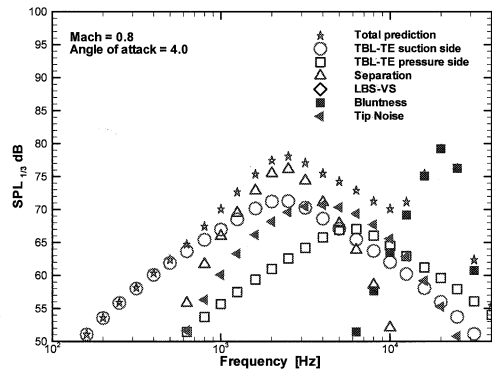
Figure 8은 팁 마하수가 각각 0.4와 0.8인 경우를 좀 더 받음각을 세분화하여 0° 에서 10° 까지 등간 격으로 2° 씩 받음각을 변화시켜 가면서 얻어낸 OASPL을 정리한 것이다.

받음각의 증가에 따라 음압은 지속적으로 증가하는 경향을 보이고 있으며, 이는 받음각에 따른 박리 소음이 주원인으로 작용하는 것이 한 원인임을 알 수 있다. 최대 10° 차이의 받음각에 따른 음압은 마하수 0.4에서 약 15 dB, 마하

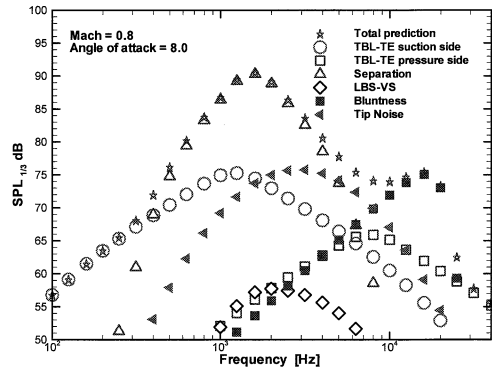
수 0.8에서 약 20 dB의 큰 차이를 보이고 있다.



(a) Angle of attack = 0°



(b) Angle of attack = 4°



(c) Angle of attack = 8°

Fig. 7 Noise prediction of UH-1H rotor at M = 0.8

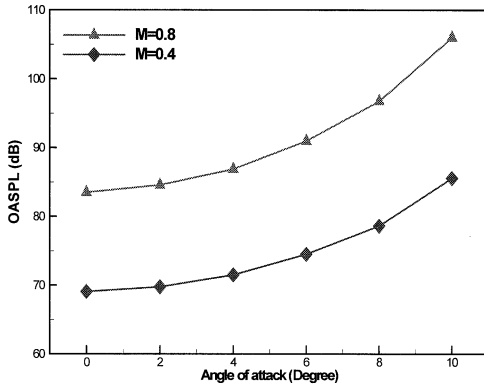


Fig. 8 Change of OASPL for various angle of attacks

Table 2 Sound levels for various angle of attacks

| Angle of Attack | $M = 0.4$ OASPL (dB) | $M = 0.8$ OASPL (dB) | Δ dB |
|-----------------|-------------------------|-------------------------|-------------|
| 0° | 69 | 84 | 15 |
| 2° | 70 | 85 | 15 |
| 4° | 72 | 87 | 15 |
| 6° | 75 | 91 | 16 |
| 8° | 79 | 97 | 18 |
| 10° | 86 | 106 | 20 |

4. 결론

헬리콥터의 로터 블레이드에서 발생하는 자려 소음을 틱 마하수 0.4와 0.8 두가지 경우에 대하여 각각 받음각을 0°에서 10°까지 2°간격으로 변화시켜가면서, Brooks 등이 제시한 소음 계산법을 이용하여 주파수에 해당하는 음원을 예측하고 분석하였다.

결과를 종합하여 보면, 받음각이 작은, 0°에서 4°까지는 뒷전두께에 의한 소음이 10 kHz의 매우 높은 고주파수 영역에서 상대적으로 높은 음압의 피크를 구성하는 지배적인 소음특성을 나타내 보였고, 6° 이상의 받음각을 가질 경우에는 박리에 의한 소음이 1~2 kHz의 상대적으로 낮은 주파수영역에서 음압의 피크를 구성하면서 지배적인 소음원으로 작용하게 됨을 알 수 있었다. 이는 또한 TBL-TE의 압력측과 흡입측의 받음각에 따른 음압의 차이가 많이 발생할수록 박리 현상에 의한 음압이 더욱 증가되는 것을 결과를 통하여 확인 할 수 있었다.

참고문헌

- [1] 전완호, 이덕주, “항공기의 소음원과 예측 기법,” 한국항공우주공학회지, 제 25권, 제 2호, 2002, pp. 175-182 .
- [2] Neise, W., "Review of Fan Noise Generation Mechanism and Control, Method," An International INCE Symposium, 1992, pp. 45-56 .
- [3] 유기완, “축소형 UH-1H 로터에서의 광역소음과 이산소음의 비교,” 한국항공우주공학회지, 제 33권, 제 1호, 2005, pp. 20-25 .
- [4] Fukano, T., Kodama, Y., and Senoo, Y., "Noise Generated By Low Pressure Axial Flow Fans, I : Modeling of The Turbulent Noise," Journal of Sound and Vibration, Vol. 50(1), 1977, pp.63-74 .
- [5] Brooks, T. F., Pope, D. S., and Marcolini, M. A., "Airfoil Self-Noise and Prediction," NASA Reference Publication 1218, 1989