Journal of the KIMST, Vol. 21, No. 6, pp. 790-798, 2018
ISSN 1598-9127
DOI http://dx.doi.org/10.9766/KIMST.2018.21.6.790

Research Paper 열 · 유체 부문

소형 전술급 무인항공기 프로펠러의 이산소음 수치해석

유 기 완*,1)

1) 전북대학교 공과대학 항공우주공학과

Discrete Noise Prediction of Small-Scale Propeller for a Tactical Unmanned Aerial Vehicle

Ki-Wahn Ryu*,1)

1) *Department of Aerospace Engineering, Chonbuk National University, Jeonju, Korea*

(Received 23 August 2018 / Revised 29 October 2018 / Accepted 16 November 2018)

ABSTRACT

Discrete noise signals from a small scale tactical unmanned aerial vehicle(UAV) propeller were predicted numerically using time domain approach. Two-bladed 29 inch propeller in diameter and 150 kg_f in gross weight were used for main parameters of the UAV based on the actual size of the similar scale vehicle. Panel method and Farassat formula A1 were adopted for aerodynamic and aeroacoustic analysis respectively. Time domain signals of both thickness and loading noises were transformed into frequency domain to analyze the discrete noise characteristics. Directivity pattern in a plane perpendicular to the rotating disc plane and attenuation of noise intensity according to double distance were also presented.

Key Words : Tactical UAV(전술 무인항공기), Propeller Noise(프로펠러 소음), Acoustic Analogy(음향상사), Directivity Pattern(방사특성도), Panel Method(패널방법)

1. 서 론

국내의 사단 및 군단에서 운용되는 전술 무인 항공기(tactical UAV) 개발 사례를 간략히 살펴보면 이스라엘 IAI와 미국 AAI사가 공동으로 개발한 RQ2 Pioneer를 기본형으로 하여 2000년 개발한 비조(혹은 송골매, RQ101)를 효시로 볼 수 있다. Fig. 1(a)와 Fig. 1(a)는 다른 예로 미국 AAI사의 Shadow 200(RQ7)과 대한항공이 개발한 KUS-FT(RQ102)를 각각 나타낸다. 두 기종에 대한 기본 사양은 Table 1에서 비교하였다. 중고도 무인기 이상에서는 고도가 높기 때문에 소음에 의한 피탐 우려는 낮지만, 대략적으로 작전 반경 200 km, 고도 5 km 이내에서 운용되는 전술급 무인기의 소음은 여러 문제를 야기한다. 이러한 이유로 최근 KUS-FT의 제작사는 해당 기종의 프로펠러 소음(propeller noise)에 대해 계측기를 이용한 소음 측정과 상용 CFD 코드를 이용한 음향 수치 해석을 수행한 바 있다[1].

* Corresponding author, E-mail: kwryu@chonbuk.ac.kr
Copyright ⓒ The Korea Institute of Military Science and Technology

(a) Shadow 200(RQ7B, AAI)

(b) KUS-FT(RQ102, Korean Air)

Fig. 1. Small size tactical UAV for reconnaissance

Table 1. Specifications for two tactical UAVs

	RQ7B(AAI)	RQ102(KA)
Gross weight [kgf]	170	150
Operational ceiling [m]	4,570	4,000
Wing span / area [m/m^2]	4.27 / 2.6	4.24 / 2.8
Cruise speed [km/h]	148 / 250	130 / 210
Engine(rotary)	Wankel 38 hp @ 7,800 rpm	Wankel 38 hp @ 7,800 rpm
Propeller	Sensenich 29x28 2-blade	Sensenich 29x22 2-blade

사단급 UAV는 주로 활주로가 없는 산악이나 야지에서 이륙장치와 그물, 낙하산 등을 사용하여 이륙과 착륙을 한다. Shadow 200의 경우 이륙장치(launcher)를 이용하여 유압과 케터펄트로 15피트 길이의 발사대에서 상향각을 갖는 상태에서 60노트(30.9 m/s) 속도로 순간 가속하여 이륙한다. Fig. 1의 두 기종 모두 Fig. 2와 같이 Sensenich 사의 29 inch 목재 프로펠러를 38 hp의 Wankel 로터리 엔진에 장착하는 조합을 채택하고 있다. 엔진 아이들링은 3,600 rpm이며, 비행 시 최저 회전수는 3,800 rpm이다[2]. 목제 프로펠러는 금속제에 비해 무게가 작고 진동이 적으며, 프로펠러가 지면과 충돌하는 악조건에서 엔진을 보호할 수 있는 장점이 있지만, 반면에 두께가 금속제에 비해 두꺼워야 하는 제약조건에 의해서 프로펠러 공력성능과 소음에 영향을 주기도 한다.

Fig. 2. Wankel rotary engine(38 hp @ 7800 rpm)

로터리 엔진의 배기음은 소음기를 장착하여 소음저감이 가능하지만 프로펠러에서 발생되는 공력 소음은 제어가 쉽지 않다. 더불어서 대형 항공기 엔진은 감속기를 이용하여 원하는 프러펠러의 구동 속도에 맞추어 감속시킬 수 있지만, UAV처럼 소형 엔진에서는 대형엔진과 상사성을 갖는 충분한 감속비의 기어 개발이 쉽지않다. 이로 인해 엔진과 프로펠러를 직결시켜 구동하는 것이 보편적이어서 UAV 프로펠러 소음은 엔진 소음에 비해 훨씬 지배적인 특징이 있다.

본 연구에서 대상으로 하는 UAV 기종의 사양은 Table 1에 보이는 바와 같이 어느 정도 가늠이 되지만 구체적으로 소음해석을 위한 운전조건(비행속도 및 프로펠러 rpm)과 프로펠러 형상 자료의 확보는 쉽지 않다. 위와 같은 문제들을 극복하기 위해 프로펠러의 형상을 대상기종의 엔진 출력과 프로펠러 직경에 맞도록 자체 설계하기로 한다. 프로펠러 형상이 정해지면 소음해석을 위한 공력 자료는 포텐셜기저패널 방법(potential-based panel method)을 이용하여 구한다. 소음

해석은 Farassat이 제안한 음향상사(acoustic analogy) 식을 이용하여 시간 영역에서의 두께 소음(thickness noise)과 하중소음(loading noise)을 동시에 예측한다. 더불어 거리 감쇠(attenuation)와 방향특성도(directivity pattern)에 대해서도 분석하기로 한다.

2. 프로펠러 형상설계 및 공력·소음 수치해석

2.1 프로펠러 형상 설계

프로펠러의 형상설계 방법은 여러 가지가 있으나, 후류의 에너지 손실을 최소화 하면서 양항비를 고려하고 면하중이 보다 더 큰 경우에도 적용 가능한 Adkins[3] 등의 방법을 적용하였다. 프로펠러 형상설계를 위해서 자료취득이 비교적 용이한 RQ7B를 기반으로 한다. 이때 항공기의 주요 성능 지표(항속거리, 항속시간, 순항속도, 작전고도 등), 항공기의 양항곡선, 고도에 따른 엔진의 회전수당 출력 및 비연료소모율 등의 설계 변수 정보가 필요하다. 본 연구에서는 Wankel 38 hp 로타리 엔진 적용을 전제 하에 몇 가지 지표로부터 프로펠러 형상을 설계하기로 한다. 고도 8,000 ft에서 100 kt 순항 시 필요한 동력은 최대 출력의 80 % 정도로 예상하고[4], Wankel 로타리 엔진의 출력이 회전수의 제곱에 비례한다는 특성으로부터[5] 엔진 회전수를 7,000 rpm으로 정한다. 고도에 따른 엔진 출력 P는 식 (1)의 Gagg-Farrar 식[6]으로 보정하여 작전고도에서 엔진출력은 18.9 kW로 정한다.

$$P = P_0\left(\sigma - \frac{1-\sigma}{7.55}\right) \tag{1}$$

여기서 $\sigma = \rho/\rho_0$이고, 하첨자 o는 해발고도에서의 값을 의미한다. Sensenich 29 inch 프로펠러 블레이드의 경우 Clark-Y를 사용하다가 1955년 이후부터는 에어포일 상하면의 곡률을 증가한 Rose-E 에어포일로 대체하였지만[7], 그 형상에 대한 수치 자료는 확인되지 않고 있기에 본 연구에서는 Clark-Y 에어포일을 블레이드 형상설계에 적용한다(형상설계의 이유는 Sensenich 29 inch 프로펠러 정보가 없기 때문). 프로펠러의 설계 및 운용 조건과 설계형상은 Table 2 및 Fig. 3과 같다. 프로펠러 형상은 입력 받음각은 4.3°에서 JavaProp v1.69[8]과 Adkins 방법[3]으로 계산한 결과를 서로 비교하였다. JavaProp v1.69 이전 버전에서는 부하가 큰 경우 에어포일 단면 입력 받음각보다 더 큰 받음각으로 조정하는 특성이 있으나 v 1.69에서는 이를 최소화 하였다. 프로펠러 형상은 약 21°의 비틀림각에 반경 50 % 위치의 코드길이가 66.4 mm, J = 0.593에서 효율은 고도 8,000피트에서 76 %, 그리고 프로펠러 추력은 280 N 이다. 엔진 출력과 상승률의 관계로부터 등속 상승 시 다음과 같은 표현이 가능하다.

$$P_{engine} = \frac{W[V/(c_l/c_d) + R.C.]}{\eta} \tag{2}$$

위로부터 RQ7B의 양항비로 8을 적용하고, 효율 76 %, 중량 170 kg, 속도 51.4 m/s에서 상승률 2.2 m/s를 얻을 수 있기에 설계한 프로펠러는 설계 고도에서 RQ7B의 평균상승률을 만족한다고 판단한다[9].

Table 2. Design parameters for UAV propeller

Parameters	Values
Design power @ SL [kW]	18.9
Gross weight [kg]	170
Propeller speed [rpm]	7,000
Design altitude from SL [ft]	8,000
Air density [kg/m^3]	0.963
Cruise speed @ 8,000 ft [m/s]	51.4
Number of blades	2
Propeller diameter [m]	0.743

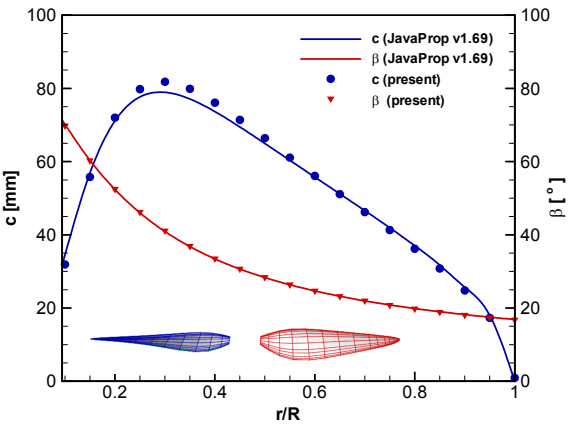


Fig. 3. Blade shape along the radial position including designed propeller shape

프로펠러의 설계 형상으로부터 전진비 J에 따른 효율 η, 추력계수 C_T, 동력계수 C_P를 Fig. 4에 나타내었다. 최대 효율은 J = 0.8에서 83.4 %임을 알 수 있다.

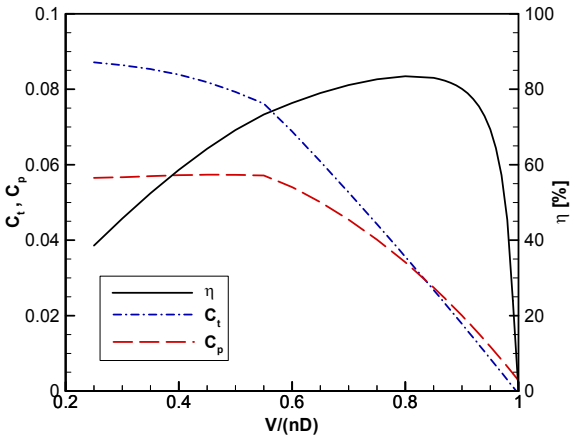


Fig. 4. Performance curves for the designed propeller

2.2 프로펠러 공력 해석

저소음을 위해 팁 마하수 0.6 이하로 작동하는 프로펠러의 공력 해석을 위해서는 패널 방법(panel method)도 매우 유용하다. Fig. 5와 같이 1/7 척도의 UH-1H 로터 모형에 대한 CFD와 패널 방법의 해석 결과를 서로 비교한 예를 보면[10], 패널 방법은 높은 정확도를 가질 뿐만 아니라 계산 시간이 빠른 장점도 있어서 자체 개발하였던 코드를 이어서 적용하기로 한다.

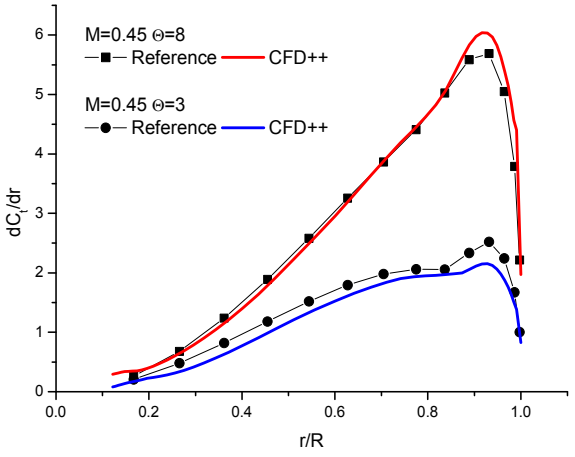


Fig. 5. Comparison of running thrust along the blade span for 1/7 scale Uh-1H rotor blade[10]

포텐셜기저 패널방법은 포텐셜 흐름을 지배하는 Laplace 편미분 방정식을 source σ와 doublet μ를 표현하는 Green function을 이용하여 적분형태의 식으로 나타내고 물체표면에서 경계조건을 만족하는 doublet의 세기 μ를 결정하는 방법이다[11]. 적분형태의 식은 다음과 같다.

$$\int_{S_b}\mu\frac{\partial}{\partial n}\left(\frac{1}{r}\right)dS+\int_{S_w}\mu_w\frac{\partial}{\partial n}\left(\frac{1}{r}\right)dS-\int_{S_b}\sigma\frac{1}{r}dS=2\pi\mu_p \tag{3}$$

여기서 dS는 물체 표면 혹은 와류면의 면적요소(panel)를 나타내며, n은 물체 표면에서 외부를 향하는 수직 단위벡터, 하첨자 b와 w는 물체와 후류를 각각 표현하고 p는 물체 표면 포함한 유체 공간에서의 임의의 위치를 나타낸다. r은 면적요소(패널)의 도심에 위치한 조절점(control point)에서 유동장의 임의의 위치점 p까지의 직선거리이다.

식 (3)을 유한개의 면에 대해서 대표값 μ를 미지수로 하는 행렬로 나타내고, 점 p를 각 패널의 조절점에 위치시키면 i-번째 패널이 j-번째 패널에 미치는 영향을 표현하는 영향계수가 행렬형태로 구해진다. 이 연립방정식을 풀어 각 패널에서의 미지수의 값 μ를 구한다. 그 다음에 구해진 μ를 조절점에 접하면서 서로 직교하는 두 단위벡터로 미분하여 물체 표면에서의 접선 속도를 구한다. 이 접선속도 크기로부터 Bernoulli 방정식을 이용하여 조절점(패널)에 작용하는 압력을 구할 수 있다. 여기서 구한 압력에 물체 바깥을 향하는 단위벡터를 곱해주면 물체 표면의 단위면적당 힘이 구해지고, 패널의 면적을 곱해주면 그 패널에서의 힘 벡터가 되어 이 값들이 각각 하중 및 두께소음 해석을 위한 입력 자료로 이용된다.

2.3 프로펠러 소음 해석

물체의 거동에 의해서 발생되는 소음 해석을 위해서 잘 알려진 식은 Ffowcs Williams - Hawkings[12] 식(FW-H)이다. Farassat[13]은 FW-H식이 갖는 공간 미분 개념을 지연시간 특성을 고려하여 시간 미분으로 표현한 두께소음 p'_T와 하중소음 p'_L의 식 Formula 1A[13]를 다음과 같이 제안하였다.

$$4\pi p'_T(\vec{x},t) = \int \left[\frac{\rho_0 c_0 \dot{M}_n}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int \left[\frac{\rho_0 c_0 M_n (r\dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \quad (4)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x},t) = \frac{1}{c_0} \int \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{c_0} \int \left[\frac{l_r (r\dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \quad (5)$$

여기서 대괄호 내부의 항들은 지연시간을 나타내는 변수 $\tau = t - r/c_0$를 반영하여 적분함을 의미한다. 적분은 물체 표면 S에 대해 식 (3)의 패널에 대해 수행한다. c_0와 ρ_0는 유체의 음속과 밀도이며, $M_i = v_i/c_0$과 M은 물체의 국부 이동 무차원 속도 벡터(마하 수)와 그 크기를 각각 나타내며, $M_r = M_i \hat{r}_i$은 상대 마하수이고, $M_n = v_i n_i / c_0$이다. $\hat{r}_i = \vec{r}/r$는 위치 벡터에 대한 단위벡터, r은 음원과 관찰자까지의 거리를 표현한다.

Fig. 6은 1/7 척도의 UH-1H 로터 모형에 대해서 Gallman[14]이 헬리콥터 로터의 BVI 소음을 예측할 목적으로 NASA에서 개발된 RAPP코드를 이용하여 예측한 결과와 본 연구에서 Farassat 식을 이용하여 완성한 코드의 소음 해석 결과를 상호 비교검증한 것이다.

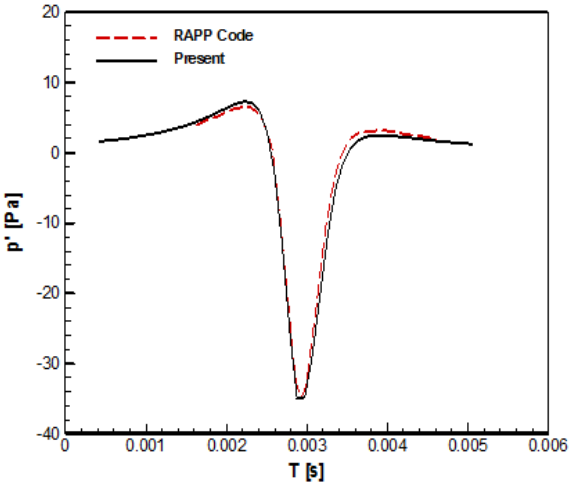


Fig. 6. Comparison of noise signal for UH-1H rotor

3. 해석 결과 및 토의

3.1 해석 변수

음향 해석을 위한 블레이드 표면의 압력분포를 얻기 위해서는 프로펠러의 운전조건을 미리 정하여야 한다. 소형 무인 비행기에 대한 자세한 운용조건을 얻는 것 또한 프로펠러와 에어포일 형상자료를 구하는 것만큼 공개된 자료를 얻기가 쉽지 않다. 본 연구에서는 Table 3과 같이 3가지 경우에 대해서 운전 조건을 구분하여 음향 해석 결과를 얻어내기로 한다. Case 1은 발사대에서 상승이륙하는 경우이고, Case 2와 Case 3는 4,000 피트와 8,000 피트에서 각각 순항하는 경우이다. 프로펠러 형상 설계 조건은 Case 3에 해당하므로 Case 1과 Case 2는 탈설계 조건이라 볼 수 있다.

Table 3. Operating conditions for UAV propeller

	Case 1	Case 2	Case 3
V [m/s]	30.9	40.4	51.4
rpm	3,800	5,500	7,000
Advance ratio J	0.657	0.593	0.593
Altitude [ft]	0	4,000	8,000
Density [kg/m^3]	1.225	1.088	0.963

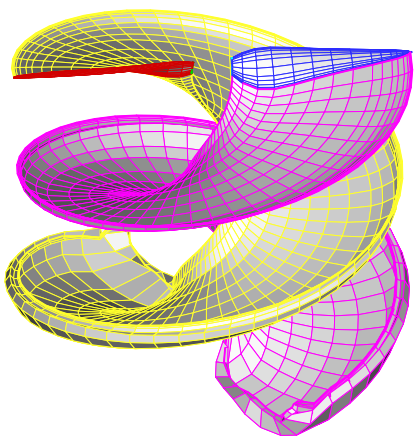


Fig. 7. Wake geometry for Case 3

Fig. 7은 설계조건인 Case 3의 후류 형상을 대표적으로 보여준다. 포텐셜기저 패널방법을 시간 전진 기법(time marching method)을 이용하여 자유후류(free wake)

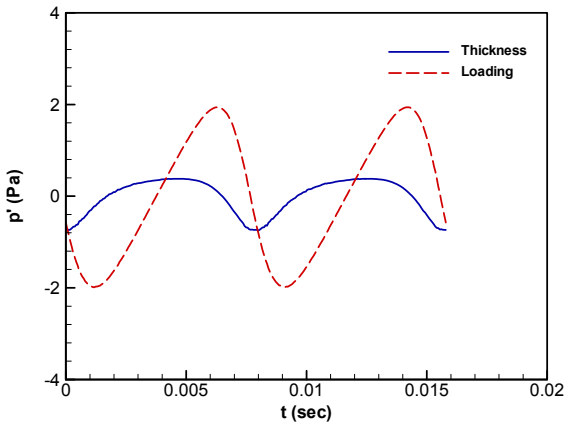
형상을 얻어내도록 한다. Case 2의 경우는 전진비 J가 Case 3와 같기 때문에 후류 형상이 동일하고, Case 1은 그림으로 보여주지는 않았지만 Case 3와 비교해서 전진비가 크기 때문에 후류의 피치 직경비도 더 커진 결과를 보인다.

Fig. 8에서는 3가지 Case에 대해서 두께소음과 하중소음의 시간에 따른 음압변동을 각각 그림으로 보여주고 있다. 소음 신호를 얻어낸 위치는 프로펠러 회전면(disc plane)에 놓여 있고, 프로펠러 허브 중심에서 프로펠러 직경의 1.5배 만큼 떨어져 있다. 소음 계산을 위한 대기의 압력과 온도는 표준대기 상태의 1기압 15℃로 가정하였다. 그림에서 알 수 있듯이 하중소음 신호의 진폭이 두께소음 신호의 진폭에 비해 대략적으로 약 2배 정도 큰 값을 보이고 있다. 이를 음압레벨로 환산하면 약 5~6 dB정도의 차이에 해당하므로 본 연구 대상의 프로펠러 소음에서 하중소음이 두께소음에 비해 더 지배적임을 알 수 있다. 또한 회전수가 빠를수록 좁고 강한 피크를 갖는 신호가 발생되고 이에 따라 회전수가 느린 경우보다도 더 넓은 주파수 범위에서 이산소음(discrete noise) 분포 특성을 갖는다.

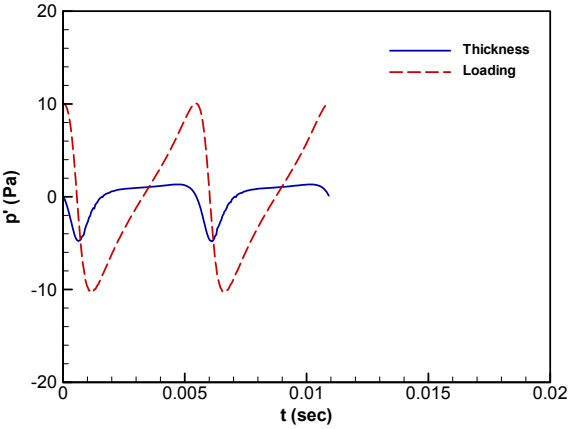
Fig. 9는 Fig. 8의 3가지 Case에 대해 구해진 음압의 시계열 자료를 FFT(fast Fourier transform)를 수행하여 각 주파수에 해당하는 음압을 로그 스케일로 표현한 것이다. 음압 데시벨은 사람 귀가 감지하는 특성을 반영하기 위해 A-가중 처리 하였으며, 모든 가청 주파수에 대한 이산소음 레벨을 로그 값 덧셈규칙에 맞게 합성하면 전체음압수준(Overall Sound Pressure Level, OASPL)이 구해진다.

Table 4는 거리에 따른 OASPL을 각 Case에 대해 표시하였다. Fig. 10은 Table 4의 결과를 그래프로 나타낸 것이다. 표와 그림에서 알 수 있는 것처럼 프로펠러 허브 중심에서 5 m 이상 떨어진 곳부터는 거리가 2배 되면서 소음이 6 dB씩 감소하는 전형적인 점음원(point noise source) 감쇠 특성을 보여준다.

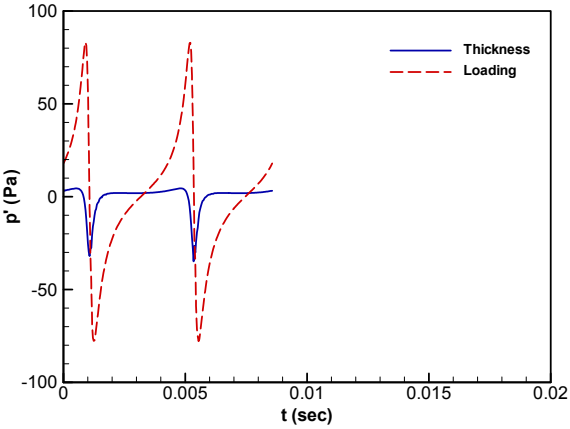
Table 4로부터 거리 5,120 m에서의 소음 수준은 Case 1, Case 2, Case 3가 각각 7 dB, 28 dB, 49 dB임을 알 수 있다(소음 수준은 보통 반올림처리 함). 이를 실생활에서 접할 수 있는 전형적인 소음 수준을 나타내는 Fig. 11을 참조하면 순항고도 순항 속도인 Case 1과 Case 2의 경우의 소음 수준 [dB]은 사람이 없는 스튜디오 혹은 도서관 내부에서 측정한 배경소음 수준임을 알 수 있어 5 km 전후 이격거리에서 피탐에 전혀 문제되지 않는다. 그러나 Case 3의 경우는 5 km 전



(a) Case 1

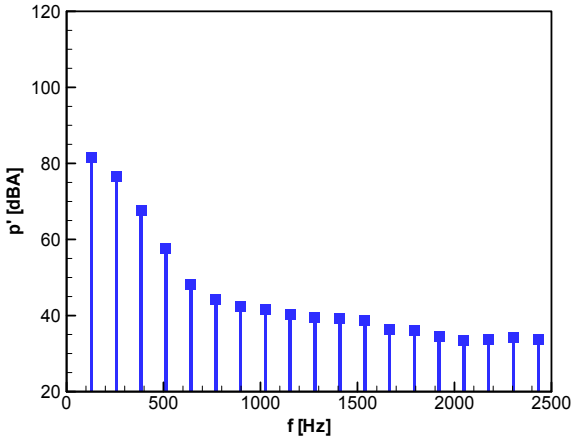


(b) Case 2

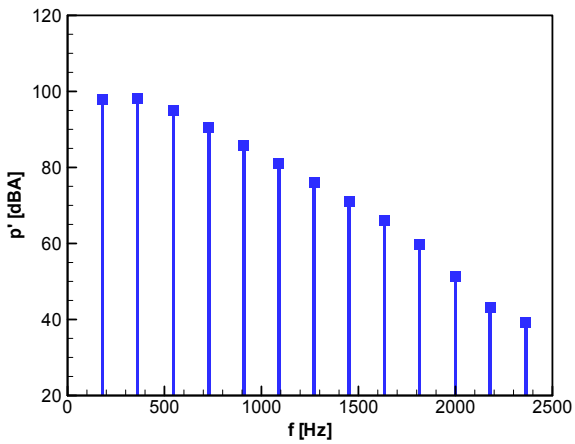


(c) Case 3

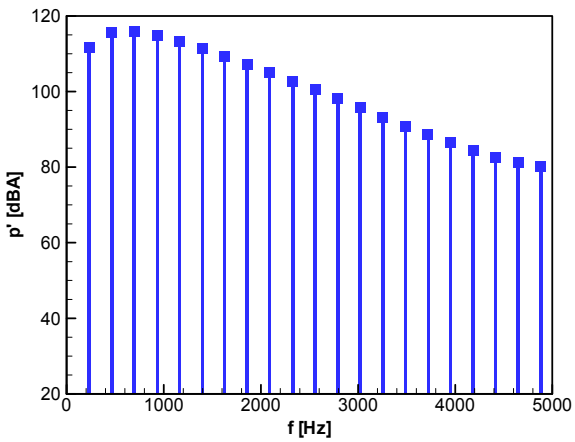
Fig. 8. Timewise noise signals at disc plane(1.5 times propeller diameter apart from disc center)



(a) Case 1



(a) Case 2



(c) Case 3

Fig. 9. Noise spectrum for the timewise noise signals

Table 4. Overall sound pressure level [dBA]

r (m)	Case 1	Case 2	Case 3
1.25	81.3	101.1	121.2
2.5	73.9	94.4	114.9
5	67.6	88.3	108.7
10	61.5	82.2	102.8
20	55.5	76.2	96.6
40	49.4	70.1	90.6
80	43.4	64.1	84.7
160	37.3	58.1	78.6
320	31.4	52.1	72.6
640	25.4	46.1	66.6
1,280	19.3	40.0	60.5
2,560	13.3	34.0	54.5
4,500	8.4	29.0	49.6
5,120	7.3	27.9	48.3

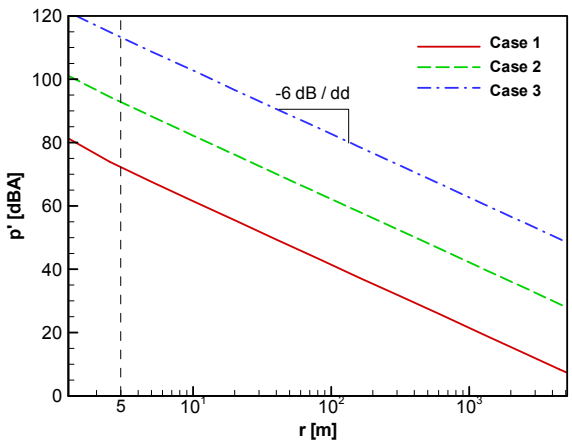
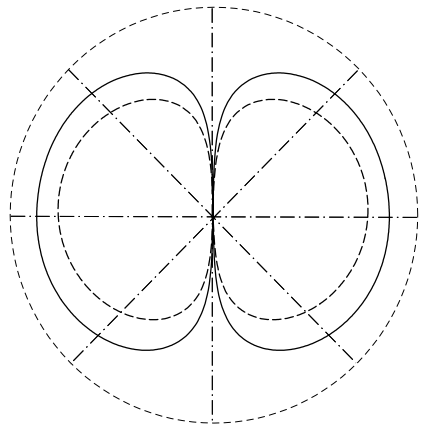
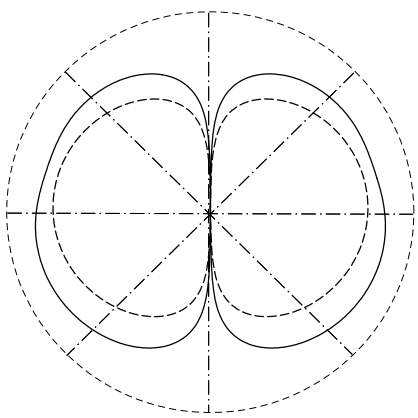


Fig. 10. Chart of sound attenuation in distance

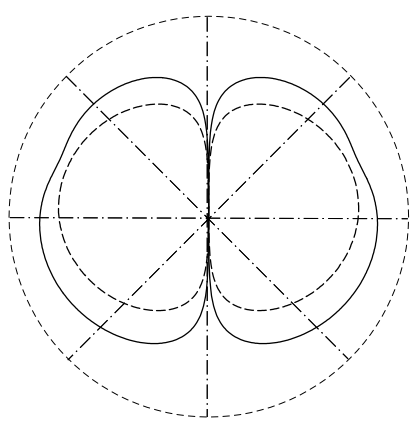
Fig. 11. Typical cases of sound pressure level[15]



(a) Case 1



(b) Case 2



(c) Case 3

Fig. 12. Directivity patterns(solid line: loading noise, dashed line: thickness noise, dotted line: propeller disc plane)

후 이격거리에서 조용한 대화 수준의 소음레벨을 보여준다. 즉, Case 3의 경우는 낮은 배경소음 환경에서는 탐지될 수 있으므로, 소음 저감을 목적으로 한다면 설계 rpm의 조정, 후류 영향을 줄이기 위한 블레이드 피치 조정, 또는 저소음 블레이드 형상에 대한 연구가 필요함을 보여준다.

Fig. 12는 각 Case에 대한 소음 방사특성을(directivity pattern) 방위각에 따라 나타내었다. 하중소음과 두께소음을 각각 실선과 점선으로 표시하였다. 전반적으로 사과 모양의 방사특성을 나타내는데 회전 속도가 빠를수록 프로펠러 후방으로의 하중 소음방사 특성이 더 강화 되는 경향을 보이고 있다. 시간에 대해 변동하지 않는 정적 하중에 대해서는 프로펠러 축이 놓인 선상으로는 방사되지 않는 특성을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 소형 전술급 무인 항공기의 프로펠러에서 발생하는 소음을 음향상사 해석법을 이용하여 두께 및 하중소음으로 분리하여 예측하였다. 프로펠러는 170 kg급 UAV의 사양을 기반으로 29 inch 직경의 2개의 블레이드로 설계하였다. 하중소음 해석을 위한 프로펠러 블레이드의 표면 압력분포를 얻기 위해서는 포텐셜 기저 패널 방법을 적용하여, 조절점에서의 속도를 구한 다음 베르누이 정리로부터 압력으로 변환하였다. 본 연구를 통해 얻어낸 주요 결론은 다음과 같다.

- 프로펠러 직경의 7배(5 m) 이상의 원거리에서 거리 감쇠 경향은 점음원 특성을 보인다.
- 운용 속도 범위에서 두께 및 하중 소음 모두 사과 단면 모양의 소음 방사 패턴을 보이며, 팁 마하수가 증가할수록 프로펠러 하방의 하중 소음 방사 특성이 더 강화되는 경향을 보인다.
- 국내외 사단급으로 운용되는 소형 UAV의 29인치 프로펠러에 대해서 회전수를 7,000 rpm으로 설정하는 경우 실용상승한도 거리에서의 소음 수준은 조용한 대화 수준으로 배경소음이 낮은 지상 환경에서는 탐지되는 것으로 확인된다. 소음 저감을 목적으로 한다면 저 rpm으로의 프로펠러의 설계 회전수나 블레이드 피치를 조정, 또는 저소음 프로펠러 형상에 대한 연구가 추가적으로 필요하다.

References

[1] H. R. Gwon, K. L. Hwang, and S. R. Park, “Noise Characteristics of the Tactical Unmanned Aerial Vehicle Propeller,” KSAS 2016 Fall Conference, pp. 683-684, 2016.

[2] Quizlet, RQ-7B, V2 System Limits and Emergency Procedures, https://quizlet.com/220413431/rq-7b-v2-system-limits-and-emergency-procedures-flash-cards/ (accessed August 18, 2018).

[3] C. N. Adkins, and R. H. Liebeck, “Design of Optimum Propellers,” J. Prop. Power, Vol. 10, No. 5, pp. 676-682, 1994.

[4] Army Technology Shadow 200 RQ-7 Tactical Unmanned Aircraft System (2018) https://www.army-technology.com/projects/shadow 200uav/(accessed August 18, 2018).

[5] L. J. Yang, “Design of a Small Wankel Engine,” NEMS 2012, Kyoto, Japan, March 5-8, 2012.

[6] D. P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach,” 2nd Edition, AIAA Education Series, 1992.

[7] B. Davisson, “Sensenich Propeller, don’t it the Old Fashioned Way,” Sport Aviation, pp. 50-54, July, 1997.

[8] M. Hepperle, JavaProp v1.69, https://www.mh-aerotools.de/airfoils/javaprop.htm(accessed August 18, 2018).

[9] RQ-7B Shadow 200 UAV - United States Marines (2008), https://wiki.baloogancampaign.com/index.php/DataAircraft?ID=2517(accessed August 18, 2018).

[10] Y. N. Kim, S. H. Kang, and K. W. Ryu, “Performance and Noise Characteristics of UH-1H and UH-60 Helicopter Blades in Hovering Motion,” Trans. Korean Soc. Noise Vib. Eng., Vol. 27, No. 4, pp. 483-492, 2017.

[11] B. Maskew, “Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods,” J. of Aircraft, Vol. 19, pp. 157-163, 1981.

[12] J. E. Ffowcs Williams, and D. L. Hawkings, “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion,” Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A, Vol. 264, pp. 321-342, 1969.

[13] F. Farassat, and G. P. Succi, “The prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise,” Vertica, Vol. 7, pp. 309-320, 1983

[14] J. M. Gallman, “The Validation and Application of a Rotor Acoustic Prediction Computer Program,” Proceedings of the Army Science Conference, Durham, North California, 1990.

[15] Guidance of Health and Safety Executive (2018), http://www.hse.gov.uk/noise/advice.htm(accessed August 18, 2018).