



전술급 무인기 프로펠러의 형상변화에 따른 소음 수준 특성

Sound Levels from Variable Shapes of a Tactical UAV Propeller

유 기 완[†]
Ki-Wahn Ryu[†]

(Received September 24, 2019 ; Revised October 29, 2019 ; Accepted October 29, 2019)

Key Words : UAV(무인기), Propeller Noise(프로펠러 소음), Thickness Noise(두께소음), Loading Noise(하중소음), Blade Tip Shape(익단형상), Acoustic Analogy(음향상사)

ABSTRACT

Sound levels from the propeller of a tactical unmanned aerial vehicle (UAV) were computed using an acoustic analogy. The potential based panel method was used to obtain the pressure distribution on the blade surface. The blade geometry, pressure distribution on the blade surface, and operating conditions were used as input data for the thickness and loading noise analyses. A change of blade shape was adopted to investigate noise signals from the UAV propeller. Noise prediction for three rotating blade speeds (tip mach numbers of 0.4, 0.8, and 0.95) from the UH-1H rotor with and without the swept tip was also carried out, respectively. It was determined that meaningful noise level reduction cannot be expected except in the case of Mach number of 0.95. Sound levels generated from three different shapes, straight, forward-curved, and backward-curved blade shapes, were compared with each other with various tip Mach numbers.

1. 서 론

최근 국내에서 무인기에 대한 연구가 민간 및 군용을 목적으로 활발하게 진행되고 있다. 대한항공에서는 150 kg급의 고정익 형태의 전술급 무인기를 개발하여 군에 납품한 바 있다. 고정익 무인기의 추진장치로 사용되는 프로펠러는 소음기를 장착한 로터리 엔진에 비해서 더 지배적인 소음 방사 특성을 가지고 있는 것으로 확인된다⁽¹⁾. 그러나 전술급 무인기는 작전 반경이 크지 않고 비교적 낮은 고도에서 운용되기 때문에 평시 지역사회에 소음으로 인한 환경 영향 뿐만 아니라, 군의 정찰을 위한 정숙성 유지에도 어려

운 문제점을 안고 있다. 따라서 소음 저감을 위한 노력의 필요성이 대두된다.

프로펠러 혹은 로터의 소음을 줄이기 위해서 여러 가지 방안이 있는데 그 중에서 블레이드의 팁 마하수를 줄이는 것이 가장 효과적이며, 블레이드의 개수 증가, 두께 감소, 팁의 후퇴각 등을 소음 저감을 위한 설계 인자로 생각할 수 있다⁽²⁾. 헬리콥터 로터의 팁 형상 변경 사례를 보면 테이퍼, 후퇴각, 팁 분할, BERP, ERATO 형상 등이 잘 알려져 있다. 일부 연구에서는 4가지 팁 형상에 따른 소음 분석 사례도⁽³⁾ 있지만, 헬리콥터는 수평 비행 특성을 감안하여 고속에서 공기역학적인 성능과 BVI 소음 저감에 대한 노력이 주를 이룬다⁽⁴⁾. 이 중에서 블레이드 팁의 형상을

[†] Corresponding Author; Member, Department of Aerospace Eng., Chonbuk National University
E-mail : kwryu@chonbuk.ac.kr

A part of this paper was presented at the KSNVE 2019 Annual Autumn Conference

‡ Recommended by Editor Jun Hong Park

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

바꾸는 것은 다른 설계 인자를 크게 바꾸지 않으면서 소음 감소 효과를 확인 할 수 있는 매력적인 선택이라고 볼 수 있다. 하지만 블레이드 팁 형상변경이 소음에 미치는 영향에 대해서 무인기 프로펠러에 정량적인 비교분석을 한 사례는 많지 않다. 이 연구에서는 이미 많은 검증이 이루어지고 연구 목적의 참고용 헬리콥터 로터로 활용되고 있는 UH-1H 로터의 팁 원형과 여기에 30°의 후퇴각을 준 로터에 대한 공력 해석과 소음 해석을 수행하여 후퇴각의 효과가 소음 저감에 미치는 영향을 팁 마하수를 바꾸어 가면서 확인하기로 한다. 다음으로 전술급 무인기에 적용할 수 있는 모형 프로펠러에 대해서 팁 형상을 바꾸어 가면서 소음 특성을 파악하기로 한다.

2. 제원 및 해석 방안

2.1 무인기 및 프로펠러 제원

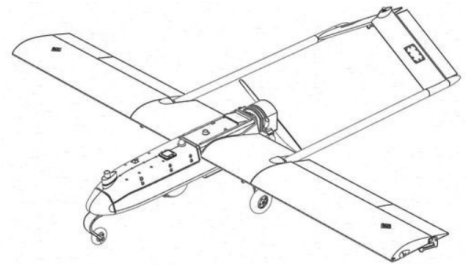
이 연구에서 다루고자 하는 전술급 무인 항공기와 프로펠러의 제원은 Table 1과 같다. Table 1의 상세 제원은 실제 운용되는 무인기에 대한 것이 아닌 사단급 전술 무인기를 가정하여 연구 목적으로 정한 제원이다⁽⁵⁾. 무인기의 분류는 작전 반경, 체공 시간, 운용 고도, 중량 등이 기준이 될 수 있으나 국제적인 통일된 기준이 있는 것도 아니고 국가마다 정한 기준도 서로 다르다. 다만 무인기의 프로펠러는 헬리콥터의 로터에 비해 그 직경이 훨씬 작다는 특징이 있다. 이 연구에서는 자체 설계한 2개의 블레이드로 이루어진 프로펠러를 소음해석에 적용하기로 한다. Fig. 1과 같이 전술급 무인기 (RQ7B)에 실제 쓰이고 있는

Sensenich 블레이드에 기반하여 직경을 0.743 m로 정한다. 블레이드의 반경 방향에 따른 시위길이 및 비틀림각 분포는 Fig. 2와 같다⁽⁵⁾. 반경방향의 형상 분포는 주어진 엔진 출력과 프로펠러 직경을 입력하여 Adkins의 최소에너지손실(minimum energy loss) 방법을⁽⁶⁾ 통해 얻어낸 자체 개발 코드의 블레이드 최적설계 결과를 Java-Prop의⁽⁷⁾ 것과 상호 비교 검증하여 신뢰도를 확인하였다.

2.2 수치해석 방안

(1) 유동장 해석

프로펠러의 유동장 해석을 위해서 포텐셜 흐름장으로 가정한다. 지배방정식은 라플라스 방정식이며, 이에 대한 일반해는 Green 정리로부터 다음과 같은 적분 형태로 표현된다⁽⁸⁾.



(a) RQ7B Shadow 200 (AAI)



(b) 29" wooden propeller (Sensenich) for RQ7B

Fig. 1 RQ7B UAV and its 29 inch propeller

Table 1 Specification of a tactical UAV

Parameters	Values
Gross weight (kg)	170
Cruise speed (m/s)	51.4
Operating altitude (m) (ft)	2400 (8000)
Required power (kW)	18.9
Propeller diameter (m)	0.743 (29 in)
Blade twist angle @ 0.75R (°)	21
Propeller efficiency @ J = 0.8 (%)	83.4
Propeller speed (r/min)	5500, 7000
Number of blades	2

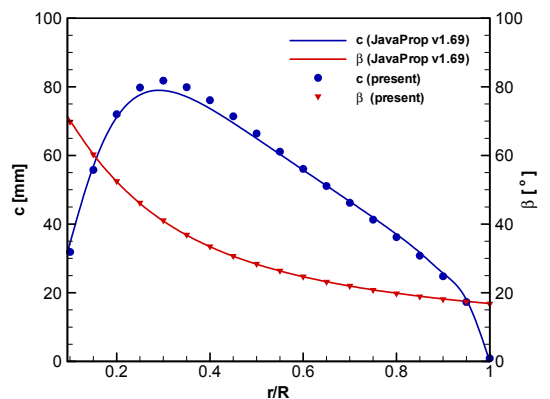


Fig. 2 Blade shape along the radial position including designed propeller shape

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

식 (1)은 프로펠러 표면과 프로펠러 후류면을 유한 크기의 사각면으로 근사화하여 다음과 같이 대수형태로 바꿀 수 있다. 이때 각 면의 도심에 조절점을 두고 그 위치에서의 용출과 중첩의 크기가 해당되는 패널을 대표하는 값으로 일정하게 가정한다.

$$\sum_{k=1}^{N_s} \mu_k C_{jk} - 2\pi\mu_j + \sum_{k=1}^{N_w} \mu_w C_{jk} + \sum_{k=1}^{N_s} \sigma_k B_{jk} = 0 \quad (2)$$

식 (2)에서 하첨자 j, k 는 조절점을 나타내며, B_{jk} 와 C_{jk} 는 각각 용출(source)과 중첩(doublet)에 의한 영향 계수 행렬, N_s, N_w 는 각각 프로펠러 표면과 후류면의 패널 개수이다. 식 (2)에서 미지수는 μ_j 이고, 후류의 세기 μ_w 는 프로펠러 뒷면 상하면의 중첩의 차이로 결정하고, k -패널의 용출의 세기는 아래와 같이 패널면에 수직하는 속도성분으로 얻어낸다.

$$\sigma_k = (\vec{v}_0 + \vec{\omega} \times \vec{r} - \vec{v}_w)_k \cdot \vec{n}_k \quad (3)$$

여기서 \vec{n}_k 는 k 번째 패널에서 수직 단위 벡터를 표시한다. $\vec{v}_0, \vec{\omega}, \vec{v}_w$ 는 무인기의 이동속도, 블레이드 회전속도, 후류에 의해서 조절점에 유도되는 속도를 각각 나타낸다. 프로펠러 표면의 각 조절점에서의 압력은 다음과 같이 비정상 Bernoulli 방정식으로부터 얻을 수 있는 압력계수를 차원화하여 구한다.

$$c_{p_k} = 1 - \frac{q_k^2}{v_{ref}^2} - \frac{2}{v_{ref}^2} \frac{\partial \mu_k}{\partial t} \quad (4)$$

여기서 v_{ref} 는 프로펠러 팁 속도로 하였다. q_k 는 k -패널면에 접하는 속도벡터의 크기이며, 중첩을 직교하는 두 방향에 대한 거리 차분으로 구한다.

(2) 음향장 해석

프로펠러 음향장 해석은 음향상사 이론을 적용하기로 한다. 이 이론은 Lighthill의 식을 움직이는 물체에 대해서 확장시킨 Ffowcs Williams - Hawkins 식을⁽⁹⁾ 바탕으로 공간미분항을 다루기 쉬운 시간미분 항 꼴로 만든 Farassat Formula 1A 식을⁽¹⁰⁾ 적용하여 다음과 같이 두께소음과 하중소음으로 나누어 표현할 수 있다.

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{S_s} \left[\frac{\rho_0 c_0 \dot{M}_n}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{S_s} \left[\frac{\rho_0 c_0 M_n (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \quad (5)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{S_s} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{S_s} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{c_0} \int_{S_s} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \quad (6)$$

여기서 c_0 와 ρ_0 는 유체의 음속과 밀도, $M_i = v_i/c_0$ 는 물체의 국부 이동 마하 수, $M_r = M_i \hat{r}_i$ 은 상대 마하 수, $M_n = v_i n_i/c_0$ 이다. $M = \sqrt{M_i M_i}$ 는 음원의 이동 마하수, $\hat{r}_i = \vec{r}/r$ 는 거리의 단위벡터, $r = \sqrt{r_i r_i}$ 는 음원과 관찰자까지의 거리이다. v_i, n_i 는 물체의 국부 이동속도와 수직 단위벡터를 각각 표시하며, 괄호 [] 기호는 지연시간 $\tau = t - r/c_0$ 을 고려한 연산을 의미한다. 식 (6)에서 l_i 는 단위면적당 유체에 가해지는 힘이다. 이 연구에서는 식 (5)와 식 (6)을 적용하여 UH-1H 로터의 소음 신호를 NASA RAPP 결과와 비교 검증한 자체 개발 코드를 이용하기로 한다⁽⁵⁾.

3. 해석 결과 및 토의

3.1 팁 마하수에 따른 후퇴각 효과

헬리콥터 블레이드에 후퇴각을 주면 조파항력을 줄여 헬기의 기동 속도를 높일 수 있을 뿐만 아니라, 위상 차이에 의한 상쇄간섭 효과에 의해 소음 저감도 기대된다⁽¹¹⁾. UH-1H는 블레이드 팁에 후퇴각이 없지만, UH-60의 경우에는 팁에서 20°의 후퇴각이 있다⁽¹²⁾. 이 연구에서는 블레이드 형상 변경에 의한 소음 저감 효과를 검토하기 위해 UH-1H 블레이드 팁에 후퇴각이 없는 경우와 있는 경우에 대한 정지비행 시의 소음 해석 결과를 상호 비교하기로 한다. UH-1H 로터의 제원은 Table 2와 같으며, 회전수는 고정되어 있고 정지비행 시의 팁 마하수는 0.73이다. 하지만 이 연구에서는 블레이드 팁의 후퇴각이 팁 마하수의 변동에 따른 차이를 확인하기 위해 회전수를 변수로 처리하기로 한다.

먼저 UH-1H 블레이드 팁 마하수가 0.8인 경우의 해석은 Kocurek et al.⁽¹³⁾ 지정후류 모델(prescribed

wake model) 방식을 적용하였다. 블레이드 반경방향으로 수치해석을 통해 얻어진 순환의 세기 변화를 확인하여 블레이드 팁 부근에서 강하게 말리는(roll-up) 후류는 와선(vortex filament)으로, 그 내부는 와면(vortex sheet)으로 각각 처리하였다. 블레이드 반경 위치 0.8 R에서 30°의 후퇴각을 준 UH-1H 로터의 수렴된 후류 형상은 Fig. 3과 같다. 무인기 프로펠러는 헬기 로터에 비해 훨씬 작기 때문에 로터의 크기 차이가 소음에 어떤 영향을 주는지 확인하기 위해 1/1 크기의 로터에 대해서 후퇴각의 존재 여부에 따른 소음해석을 수행하여 그 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 여기서 지정후류 식을 이용한 후류의 수렴과정은 Kocurek et al.⁽¹³⁾ 절차를 적용하였다.

Fig. 4 및 Fig. 5는 블레이드 팁에서의 후퇴각 유무와

Table 2 Dimensions of UH-1H rotor

Parameters	UH-1H
Number of blades	2
Twist (°)	10.9, linear
Tip sweep (°)	0.0
Diameter (m)	14.63
Chord (m)	0.53
Hub radius (m)	0.826
RPM (r/min)	324
Airfoil	NACA0012
Tip mach number ($c_0 = 340$ m/s)	0.73

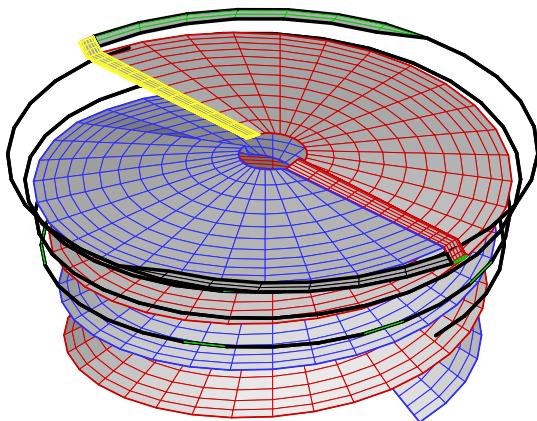


Fig. 3 Prescribed wake geometry for UH-1H rotor with 30° swept tip (tip mach number = 0.8)

팁 마하수 효과가 소음 신호에 어떤 영향을 주는 지 파악하기 위한 두께소음의 시간변동 결과이며, 정량적인 비교를 위해 두께 및 하중소음 수준의 합을 Table 3에 표시하였다. 음압의 계측위치는 중심으로부터 회전면상의 반경방향으로 1.5D 지점이다. Fig. 4(a)와 4(b)에서와 같이 $M=0.4$ 와 0.8인 경우 1/1 척도에 대한 블레이드 팁의 후퇴각 유무가 소음신호의 차이에 기여하는 정도는 미미하다. 여기서 보여주는 시간 영역은 Fig. 4(a)인 경우 블레이드가 완전히 1회전 한 기간 동안 블레이드 2개에서 나온 음압신호이지만, Fig. 4(b)와 Fig. 4(c)는 블레이드 하나에 대한 소음 신호만을 보여준다. 실제로는 로터가 1회전하는 동안에는 동일한 피크 신호가 2회 관찰된다. Fig. 4(c)와 Fig. 5에서 나타낸 것처럼 $M=0.95$ 인 경우는 1/1 척도와 1/7 척도 모두 2 dB 정도의 소음 저감 효과를 보여주고 있다. 결론적으로 블레이드 팁에서 후퇴각에 의한 소음 저감을 얻어내기 위해서는 블레이드 팁 마하수가 마하수 1에 가까운 고속회전인 경우에만 가능하다.

1/7 척도의 로터에 대한 블레이드 통과 주파수 (blade passing frequency, BPF)는 1/1 척도의 로터의 7 배이다. 즉 팁 마하수가 0.95인 경우 1/1 척도 로터와 1/7 척도 로터의 BPF는 각각 14.1 Hz와 98.6 Hz이다. 따라서 Table 3과 같이 A-가중은 저주파에서 저감 효과가 크므로 1/7 로터의 dBA 값이 1/1 로터의 dBA 값보다 더 크게 됨을 알 수 있다.

3.2 전술급 무인기 프로펠러의 형상 변화

Table 1에 해당하는 전술급 무인기의 프로펠러는 직선(straight blade), 전향(forward-curved blade), 후향(backward-curved blade) 등, 3가지 블레이드 형상에 대해서 유동 및 음향장 해석을 수행하였다. 전향 및 후향 블레이드의 구부러진 형상은 에어포일의 전단에서부터 코드방향으로 33%의 위치가 다음 지점에 오도록 정한다.

Table 3 Simulated noise levels of UH-1H rotor

M_{tip}	No swept tip (dB) (dBA)		Swept tip (dB) (dBA)	
	1/1 scale	1/7 scale	1/1 scale	1/7 scale
0.4	50.4 (13.6)	76.4 (50.0)	50.5 (13.9)	76.2 (49.9)
0.8	110.2 (90.5)	110.5 (107.1)	110.0 (89.5)	110.1 (106.5)
0.95	133.5 (127.1)	133.6 (134.3)	131.8 (124.6)	131.8 (132.5)

$$y = -r_2 + \sqrt{r_2^2 - (r - r_1)^2} \quad (7)$$

여기서 r 은 프로펠러 허브 중심으로부터의 거리이며, 하첨자 1과 2는 프로펠러 허브 중심으로부터 곡률이 시작되는 지점까지의 거리와 블레이드 중양을 벗어난

구부러진 부위의 곡률 반경을 각각 나타내고, y 는 프로펠러 허브 중심을 지나는 축으로부터 수직으로 떨어진 거리를 나타낸다. 이 연구에서는 $r_1 = 0.5$, $r_2 = 0.6$ 을 선택하였다. 식 (7)은 프로펠러 반경으로 무차원화 된 값들이며, 전향 블레이드를 예로 블레이드 평면 향상을 도시하면 에어포일 앞전으로부터 코드의 33%가 되는 위치를 Fig. 6에 나타내었다.

후류 해석은 순차적 시간적분법을 통한 자유후류 방법을 적용하였으며, 그 형상들은 Figs. 7(a) ~ 7(c)에 나타내었다. 음압 수준의 계측위치는 중심으로부터 1.5D 만큼 떨어진 거리에서 방위각 $\psi = 0^\circ$ 와 -45° 지점에 대해 음향 신호를 취득한다. 여기서 $\psi = 0^\circ$ 는 로터 회전면 상을, - 부호는 프로펠러 후류 방향을 각각 의미한다. 블레이드 회전수 5500 r/min 및 7000 r/min에 대한 음압수준을 A-가중 처리하여 Table 4와 Table 5에

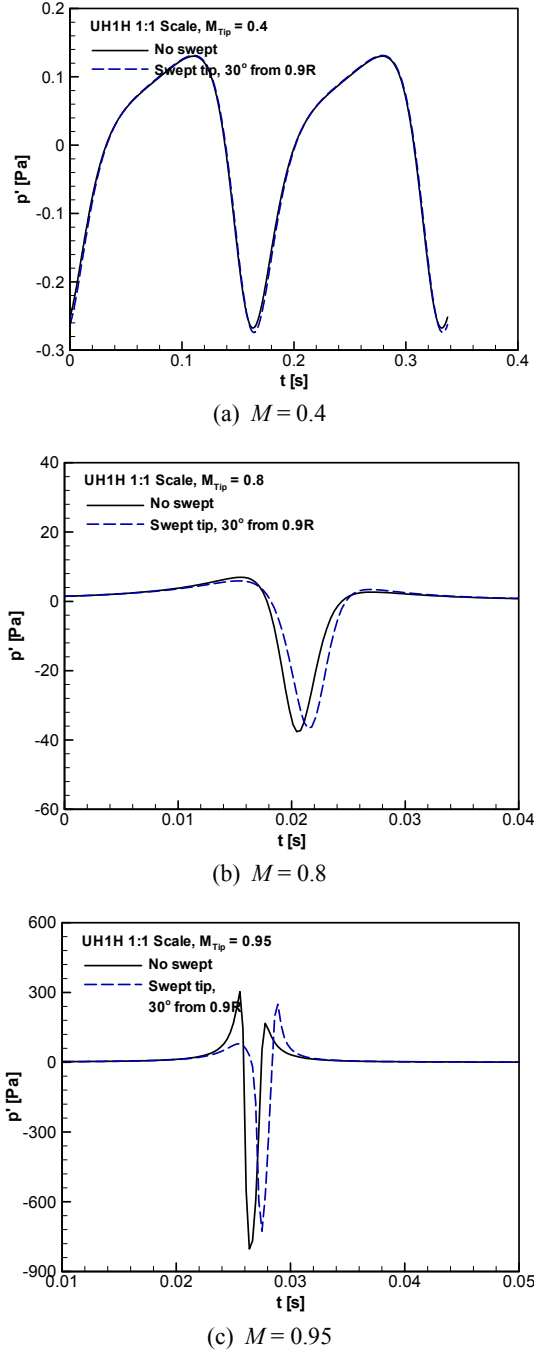


Fig. 4 Noise signal from UH-1H 1:1 scale rotor

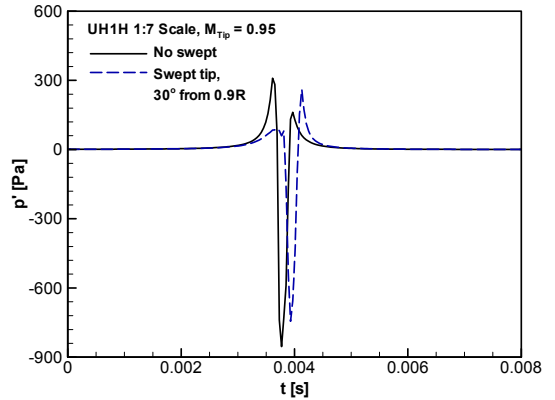


Fig. 5 Noise signal from UH-1H 1:7 scale rotor for tip mach number of 0.95

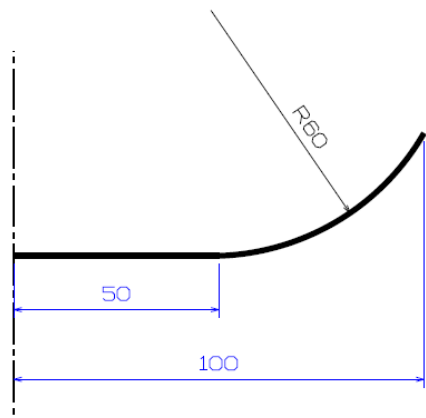
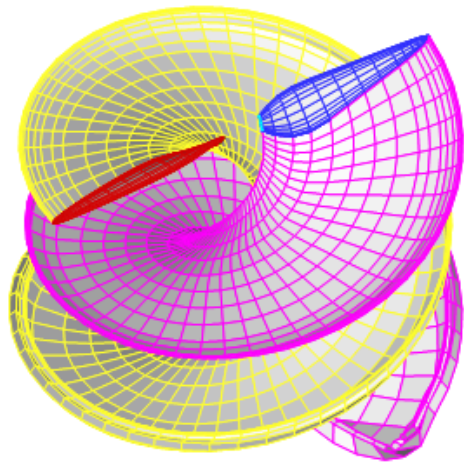
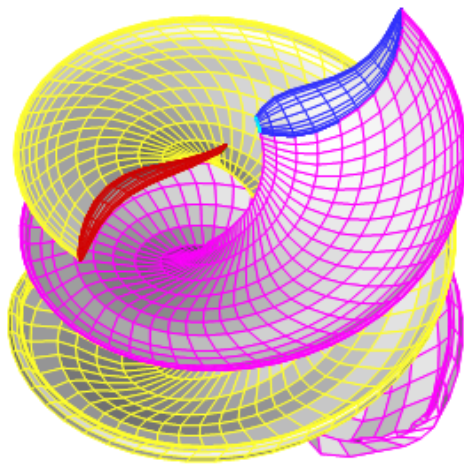


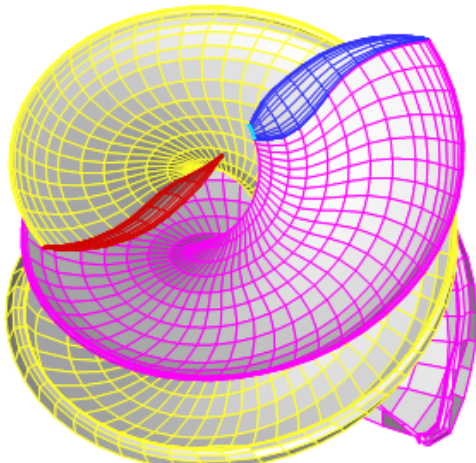
Fig. 6 Plan view of 33% chord location for a forward-curved blade



(a) Straight blade



(b) Forward-curved blade



(c) Backward-curved blade

Fig. 7 Various blade shapes of a UAV

Table 4 Simulated noise levels (dBA) of UAV propellers for 5500 r/min

ψ	Shapes	Thickness	Loading	Total
0	Straight	92	101	102
	Forward	92	101	103
	Backward	92	101	103
45	Straight	81	99	99
	Forward	81	98	98
	Backward	81	98	98

Table 5 Simulated noise levels (dBA) of UAV propellers for 7000 r/min

ψ	Shapes	Thickness	Loading	Total
0	Straight	109	122	123
	Forward	109	122	123
	Backward	109	123	123
45	Straight	94	117	117
	Forward	94	117	117
	Backward	93	118	118

두께소음, 하중소음, 합산소음 순으로 각각 정리하였다. 여기서 블레이드의 회전수 5500 r/min 및 7000 r/min 은 팁 마하수로 환산하면 진진속도가 없는 경우에 대해 각각 0.62와 0.79에 해당한다. 이 값들이라면 앞에서 헬리콥터 로터모형에 대해 이미 검증하였듯이 팁 마하수가 1에 가깝지 않은 경우에 형상변화에 따른 소음 수준의 차이는 기대하기 어렵다는 점을 다시 한 번 확인할 필요가 있다.

계산 결과 Table 4와 Table 5에서 $\psi = 0^\circ$ 와 -45° 지점에 대해서 하중소음은 두께소음에 비해 각각 약 10 dBA ~ 13 dBA와 20 dBA ~ 23 dBA 정도 높은 수치를 보여 줌으로써 하중소음이 두께소음에 비해 우세한 특성을 나타낸다. 프로펠러의 형상 변화 효과는 Table 4와 Table 5에서 수치로 확인할 수 있듯이 직선 형상과 곡선형상의 소음수준은 차이가 없음을 알 수 있다. 따라서 무인기 프로펠러의 운용범위라 할 수 있는 팁 마하수 0.8 미만에서 블레이드의 형상 변화가 소음수준에 미치는 영향은 미미하다 해도 무방하다.

4. 결 론

이 연구에서는 전술급 무인기에 사용되는 2엽 블레이드의 프로펠러에 대한 형상 변화가 소음 특성에 미치는 영향을 파악하였다. 블레이드의 팁 형상 변화가 회전수에 따라서 어떤 소음 특성이 있는지를 UH-1H

로터에 대해서 1/1과 1/7 축소 로터에 대해서 음향장을 예측 하였으며, 팁 마하수가 0.95인 경우 2 dB 정도의 소음수준의 감소가 있음을 확인하였다. 다만 팁 마하수 0.4와 0.8인 경우에는 소음 저감 효과를 기대할 수 없었다. 이러한 특성을 감안하여 전술급 무인기에 대해서 블레이드 형상변화에 따른 소음 특성을 해석한 결과 프로펠러 운전 범위에 대응하는 팁 마하수 0.62와 0.79 (최대 속도)에서 소음 저감 효과는 미미한 것으로 나타났다. 따라서 블레이드 팁 마하수 0.8 미만에서 소음수준의 저감을 목적으로 블레이드 팁에 후퇴각을 주거나 블레이드를 곡선 형태로 만드는 것은 소음 저감에 효과가 없는 것으로 결론지을 수 있다.

References

(1) Gwon, H. R., Hwang, K. L. and Park, S. R., 2016, Noise Characteristics of the Tactical Unmanned Aerial Vehicle Propeller, Proceedings of the KSAS Annual Fall Conference, pp. 683~684.

(2) Stoll, A., 2012, Design of Quiet UAV Propeller, Master's Thesis of the Degree of Engineer, Stanford University, Stanford, CA.

(3) Lee, A. and Mosher, M., 1978, A Study of the Noise Radiation from Four Helicopter Rotor Blades, NASA Conference Publication 2052: Part I, pp. 387~402.

(4) Brocklehurst, A. and Barakos, G. N., 2013, A Review of Helicopter Rotor Blade Tip Shapes, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 56, pp. 35~74.

(5) Ryu, K. W., 2018, Discrete Noise Prediction of Small-Scale Propeller for a tactical Unmanned Aerial Vehicle, Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 21, No. 6, pp. 790~798.

(6) Adkins, C. N. and Liebeck, R. H., 1994, Design of Optimum Propellers, Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 5, pp. 676~682.

(7) Hepperle, M., 2018, JavaProp v1.69, [https://](https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm)

www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm (accessed August 18, 2018).

(8) Maskew, B., 1981, Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-order Panel Methods, Journal of Aircraft, Vol. 19, No. 2, pp. 157~163.

(9) Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L., 1969, Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, Philosophical Transactions of the Royal Society A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 264, No. 1151, pp. 321~342.

(10) Farassat, F. and Succi, G. P., 1983, The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise, Vertica, Vol. 7, pp. 309~320.

(11) Kim, Y. S. and Rho, O. H., 1988, Noise Analysis for Propeller Blade using Time Domain Method, Proceedings of the KSAS Annual Fall Conference, pp. 117~123.

(12) Kim, Y. N., Kang, S. H. and Ryu, K. W., 2017, Performance Analysis and Noise Characteristics of YH-1H and UH-60 Helicopter Blades in Hovering Motion, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 27, No. 4, pp. 483~492.

(13) Kocurek, J. D. and Tangler, J. L., 1977, A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 22, No. 1, pp. 24~35.



Ki-Wahn Ryu received the B.S. degree in Aerospace Engineering from Korea Aerospace University in 1986, and the M.S. and the Ph.D. degrees from KAIST in 1989 and 1997 respectively. He is now a professor at the department of Aerospace Engineering in Chonbuk National University. His current fields of interest include aeroacoustics, aerodynamics, and flow-induced vibration.