

유인드론용 생체모방 동축반전 프로펠러의 소음 분석에 관한 연구

이영균* · 염태영** · 이승배*†

A Study on Noise Analysis of Counter-Rotating Propellers for a Manned Drone

Young-Kyun Lee*, Tae-Young Yeom**, Seungbae Lee*†

Key Words : Biomimicry Airfoil(생체모방 익형), Propeller(프로펠러), Counter-Rotating(상반회전), Acoustic Noise(유동소음), Computational Aero-Acoustics(전산공력음향학)

ABSTRACT

This paper deals with the results of the noise analysis of counter-rotating propellers for a manned drone, the airfoils of which are the outcomes from previous bio-mimetic wing design. The counter-rotating propellers are purposely-designed to provide the higher thrust force with the lesser noise level for passengers' convenience than those of unmanned drones. The measured thrust force coefficients are compared with the results of steady-state simulations by using Ansys CFX 19.0 software. Starting with the steady simulation results as initial conditions, an unsteady-state analysis is performed to get unsteady-nature, physical variables on the propeller surfaces in the domain of time. By using the FW-H equation implemented in Matlab software, the aero-acoustic signatures at far-fields are predicted in terms of the polar coordinate system. Based on the computed sound pressure levels at the specific observation locations, the noise downstream of the counter-rotating propellers is observed to have more contributions by the downstream propeller than the upstream one due to the interaction effect.

기호 설명

c_0	Speed of sound
C_T	Thrust coefficient
D	Diameter of propeller
N	Rotation velocity of propeller
p'	Sound pressure
$p_{f,i}$	Acoustic pressure of far field loading noise at source i
$p_{n,i}$	Acoustic pressure of near field loading noise at source i
p_{ref}	Reference acoustic pressure
$p_{t,i}$	Acoustic pressure of thickness noise at source i
T	Thrust force
ρ	Density of air
T_0	Rotation period

1. 서론

일반적으로 드론은 원격으로 조종하는 항공기를 의미한다. 과거에는 무인으로 운용되어 주로 군사용으로 감시, 정찰 등에 치중되어 왔으나, 드론 기술의 진보는 민간분야 항공 산업의 확대를 이끌고 있다. 글로벌 드론 시장은 연평균 8.8% 성장하여 왔으며, 2019년에는 122.4억 달러에서 2026년 221.2억 달러로 전망되고 있다.⁽¹⁾ 드론 산업을 기반으로 파생되는 드론 서비스 산업을 고려한다면 막대한 추가적인 가치가 창출 될 것으로 예상되며, 센서, 소재, 배터리 등 다양한 산업 분야에 전거대한 파급효과가 예상된다. 유인드론은 대도시권 교통 혼잡 문제 및 배기가스 문제를 해결할 수 있는 차세대 운송수단으로 각광받고 있어, 전세계적으로 광범위하게 연구개발되고 있다. 대표적으로 중국의 이항(Ehang), 미국의 우버(Uber), 독일의 E-볼로(E-Volo) 등이

* 인하대학교 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering / Micro Dust Research Center, Inha University)

** 인하대학교 건설기계공학과 (Department of Construction Machinery Engineering / Micro Dust Research Center, Inha University)

† 교신저자, E-mail : sbaelee@inha.ac.kr

2021 한국유체기계학회 동계학술대회 발표 논문, 2021년 12월 1일~12월 3일, 휘닉스 제주

The KSFJ Journal of Fluid Machinery: Vol. 25, No. 2, April 2022, pp.38~44(Received 30 Dec. 2021; revised 03 Mar. 2022; accepted for publication 10 Mar. 2022)

있으며, 최근 국내에는 현대자동차가 UAM 사업부를 출범하였다.

유인드론은 무인드론에 비해 더욱 높은 추력 계수가 요구되며, 탑승자의 편의 및 주변 환경을 고려하면 낮은 소음 특성의 모빌리티가 요구된다. 본 논문에서는 김수정 등⁽²⁾의 선행연구를 통해 제안된 최적의 공력 및 소음 특성을 가진 유인드론용 동축반전 생체모방 프로펠러 모델을 바탕으로 실제 추력 실험을 통해 측정된 데이터와 정상상태 해석으로 예측한 추력 계수를 비교하여 정상상태 해석 결과를 검증하였다. 또한, 시간에 따른 프로펠러 표면위의 물리량을 얻기 위해 정상상태 해석 결과를 초기조건으로 아격자 모델을 사용하는 비정상상태 해석을 수행하였다. 비정상상태 해석 결과는 Matlab에서 구현된 FW-H 방정식 수치적 모델에 입력되어 프로펠러가 회전하는 동안 고정된 원거리장 위치에 따른 음압레벨이 예측되고 분석되었다.

2. 동축반전 프로펠러 및 추력 실험

2.1 동축반전 프로펠러 추력 실험 방법 및 조건

프로펠러의 형상은 김수정⁽²⁾ 등의 선행연구에서 제안된 모델이며, 이는 Prior⁽³⁾가 제시한 익형 분포특성에 기반을 두고 설계되었다. 동축반전 프로펠러 해석 결과를 검증하기 위해 실험 모델을 구성하여 추력 실험결과를 비교하였다. Fig. 1과 같이 유인드론용 프로펠러는 선행 연구의 해석 과정에서 적용했던 재질과 동일한 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)로 제작되었으며, 모터는 최대 회전수 1760 RPM, 최대출력 3.7 kW의 성능을 가진 SPG사의 AC 모터를 사용, 인버터 제어를 통해 속도제어를 수행하였다. 모터를 각각 테이블 위에 설치한 후 후방에 정격용량 50kgf 및 출력오차 ±1%의 로드셀(모델 UNI-K50)을 부착·고정하였으며 수평 하중을 측정하도록 하였다. 두 프로펠러 사이의 축 간격 (H)과 프로펠러의 직경 (R)과의 비율(H/D)은 선행 연구에서의 최적설계의 결과인 0.3으로 설정하였다. 프로펠러의 회전수를 변화시키며 발생한 추력 값은 로드셀에서 전기적 신호로 변화되며 이 신호는 Labview 2016을 통해 측정·분석되었다.

2.2 동축반전 프로펠러 추력 실험 결과

추력 실험 장비 설치 과정 중 로드셀에 압축 및 인장력이 가해지게 되므로, 비회전 상태에서 로드셀에 가해지는 힘을 먼저 측정한다. 즉, 프로펠러를 회전시키며 측정된 데이터에서 압축 및 인장력을 가감하여 보정 후 회전수에 따른 최종 추력 결과를 측정한다. 일반적으로 프로펠러의 회전속도가 증가함에 따라 추력도 증가하는 우상향 경향이 나타난다. 또

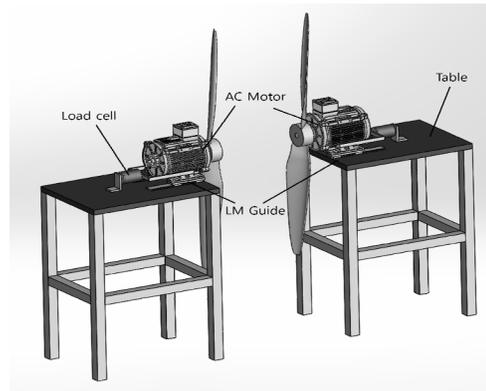


Fig. 1 Experimental configuration for thrust force measurements

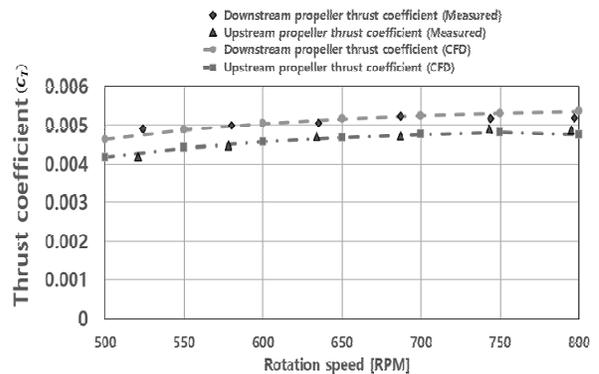


Fig. 2 Thrust coefficients in terms of rotation speeds for counter-rotating propeller of diameter 1.5 m

한, 각 RPM에서 추력을 식(1)을 이용하여 추력 계수로 무차원화 하면 Fig. 2의 결과를 얻는다. 낮은 회전속도에서는 프로펠러 표면위 경계층에 층류 및 천이영역의 영향으로 추력 계수가 낮거나 일관되지 않은 값이 도출되며, 600 RPM 이후에서는 비교적 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다.

$$C_T = \frac{T}{\rho N^2 D^4} \quad (1)$$

3. 동축반전 프로펠러 유동 해석

3.1 정상상태 해석 모델 및 경계조건

앞서 선정된 프로펠러 모델을 바탕으로 상용 전산유동해석 코드인 ANSYS CFX 19.0을 활용, 정상상태 유동해석을 수행하였다. 검사 영역은 비회전 영역과 회전 영역으로 나누어지며, 전체는 원기둥의 형상의 영역이 구성된다. 비회전 영역의 직경과 길이는 각각 5D와 12D이며, 상부 프로펠러와 입구와의 거리는 2D, 출구와는 10D의 거리를 확보하였다. Fig. 4에는 본 유동해석의 검사영역의 형상이 나타나있다.

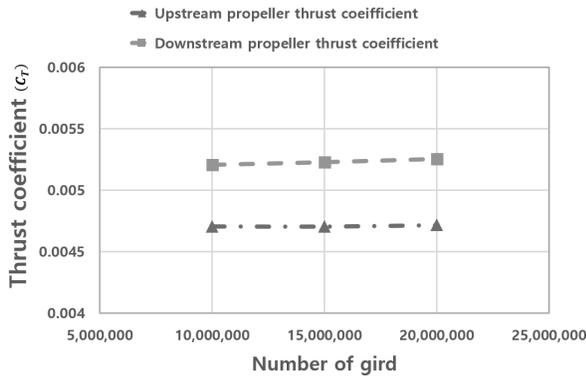


Fig. 3 Counter-rotating Propeller Mesh Independence test

비회전 영역은 회전 영역에 비하여 단순한 형상을 구성하므로 계산의 수렴성을 위해 육면체 격자로 구성되었다. 회전 영역의 경우에는 프로펠러의 곡면위의 격자를 구현하기 위해 사면체 격자를 채용하였으며 프로펠러 표면 최초 격자의 y+를 1이하로 구성하여 벽면에서 첫 격자의 높이를 0.028 mm, 성장률 1.2로 10개의 층이 되도록 프리즘 격자를 구성하였다. 해석에 소요되는 비용을 줄이기 위해 격자민감도 분석 1,000 RPM의 회전 속도에서 정상해석을 수행하였고 그 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 날개 직경 D와 회전속도 N 기준의 레이놀즈수는 1.9×10^7 으로 전체적으로는 완전 난류장이다.

격자민감도 분석 결과 500 만 개 이하의 격자수준에서는 해석이 수행되지 않았으나, 1,000 만 개 이상에서 일정한 추력계수가 도출되었다. 따라서 총 1,000 만 개의 요소를 생성하였다. 프로펠러의 회전 속도는 상류와 하류 동일하게 1,000 RPM으로 고정하였으며, 작동 유체는 상온 25°C의 공기이다. 또한 상류 날개에서 발생한 와동이 하류날개에 들어오면 표준 k-ε 혹은 k-ω 난류모델은 후류 날개유동을 모두 난류로만 계산하게 되어 날개소음 중 중요한 유동박리 소음을 계산하지 못하는 단점이 있다. 따라서 이를 극복하도록 난류점도인 μ_t 가 어느 한도 이하가 되도록 하는 SST k-ω 난류 모델을 선정하였고, RMS Residual을 10^{-4} 이하로 설정하여 반복 계산을 수행하였다.

3.2 정상상태 해석 및 비정상상태 해석 결과

정상상태 해석 결과를 토대로 유체가 프로펠러에 가하는 힘을 계산하였다. 계산결과 상류 프로펠러의 추력은 30.6 kgf, 하류 프로펠러의 추력은 33.9 kgf로 도출된다. 이를 추력 계수로 무차원화한 후, 앞서 수행한 실험값을 바탕으로 추측한 추력 계수와 비교하였다. 추력 계수는 상류 및 하류 프로펠러에서 약 3%의 오차로 실험치와 비교적 유사한 값이 예측된다.

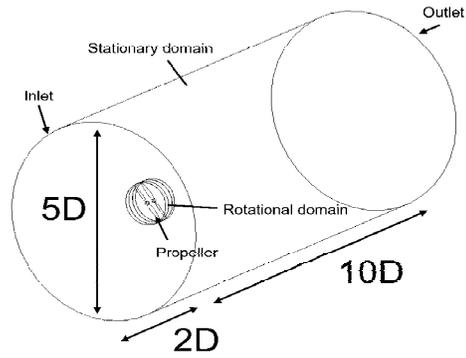


Fig. 4 3-Dimensional computation domain

Table 1 Comparison of thrust coefficient

	Experimental	Simulation
Upstream Propeller	4.57×10^{-3}	4.70×10^{-3}
Downstream Propeller	5.06×10^{-3}	5.22×10^{-3}

날개가 회전하면서 프로펠러 표면에서 변화하는 물리량을 산출하기 위해 정상 해석 결과를 초기조건으로 부여하여 비정상 해석을 수행한다. 이 경우, 초반 시간대의 해석 정확도와 수렴시간을 단축시킬 수 있다. 경계조건은 정상상태 해석과 동일하게 설정되며, 비정상 유동계산 난류모델은 Smagorinsky LES 모델을 채용한다. 시간간격 $\frac{\Delta t}{T_0}$ 는 0.0005

로 설정하여 1회전을 2000 간격으로 분할, 각 시간간격 당 0.18°로 회전하도록 설정하였고 10개의 시간 간격마다 각 데이터들이 저장된다. 비정상 유동 해석 결과 상류 프로펠러의 끝단에서 발생하는 와동이 하류 프로펠러로 유입되어 영향을 준다는 것을 Fig. 5와 같이 확인할 수가 있다.

4. 공력소음 수치해석

4.1 공력소음 수치 해석 방법

소음 해석을 수행하기 위하여 공학용 소프트웨어인

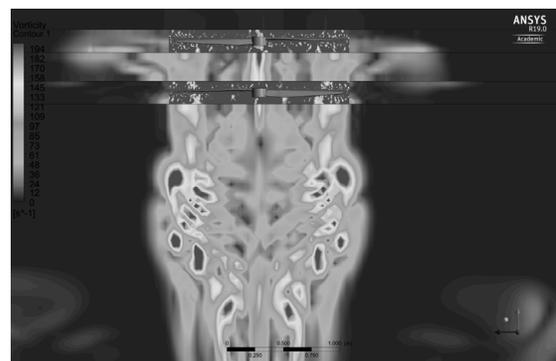


Fig. 5 Counter-rotating propeller vorticity distribution

Matlab R2021a를 기반으로 Ffowcs Williams - Hawkings 방정식을 구현하였으며, 지배방정식은 식(2)~식(5)와 같이 표현된다. 여기서 ρ 는 공기의 밀도, c_0 는 음속, V_0 는 체적, \vec{r}_i 는 물체 표면 i 에서 수음자까지의 거리벡터, \vec{f}_i 는 물체 표면에 작용하는 힘벡터, \vec{y}_i 는 물체 표면 i 의 위치벡터, \vec{M}_i 와 \vec{M} 은 각각 표면 요소들의 마하수와 상대 마하수를 의미한다.

$$p(\vec{x}, t) = \sum_{i=1}^{n_s} [p_{t,i}(t) + p_{n,i}(t) + p_{f,i}(t)] \quad (2)$$

$$p_{t,i}(t) = \frac{\rho V_0}{4\pi} \left[\frac{1}{r} \frac{1}{1-M_r} \times \frac{\partial}{\partial \tau} \left(\frac{1}{1-M_r} \right) \right]_{ret} \quad (3)$$

$$p_{n,i}(t) = \frac{1}{4\pi} \left[\frac{1}{(1-M_r)^2 r^2} \times (\vec{r}_i \cdot \vec{f}_i \frac{1-\vec{M}_i \cdot \vec{M}_i}{1-M_r} - \vec{f}_i \cdot \vec{M}_i) \right]_{ret} \quad (4)$$

$$p_{f,i}(t) = \frac{1}{4\pi} \left[\frac{1}{(1-M_r)^2 r^2} \times \left(\frac{\vec{r}_i}{c_0} \cdot \frac{\partial \vec{f}_i}{\partial \tau} + \frac{\vec{r}_i \cdot \vec{f}_i}{1-M_r} \frac{\vec{r}_i}{c_0} \cdot \frac{\partial \vec{M}_i}{\partial \tau} \right) \right]_{ret} \quad (5)$$

$p_{t,i}(t)$, $p_{n,i}(t)$, $p_{f,i}(t)$ 은 각각 두께소음, 근거리 음장에서의 하중소음, 원거리 음장에서의 하중소음에 의한 음압이며, 이를 중첩하면 사극자 음원을 제외한 단극자와 이극자 소음원에 의한 총 음압을 계산할 수 있다. 두께소음은 단극자 소음원으로 물체표면의 회전에 의한 유체 체적의 변화로 발생하며, 하중소음은 이극자 소음특성으로 유체가 물체 표면에 가하는 비정상 힘에 의해 발생한다.

소음 분포를 분석하기 위해 앞서 수음지를 먼저 선정한다. 소음 해석 코드를 검증하기 위해 KS A ISO 3744⁽⁴⁾에 의거하여 1m 반경의 반구 형태 돔을 가정한 후 표면위에 10개 수음지를 선정하였으며 측정된 음압레벨과 계산으로 구한 값을 비교하였다. Fig. 6는 KS A ISO 3744에 의거한 수음지의 위치를 나타낸다. 본 연구에서는 소음 레벨 분포 측정을 위해 $\frac{1}{2}$ 크기로 축소·제작한 모델로부터 얻은 음압레벨 측정값을 바탕으로 상사 스케일링 식인 식(6)을 사용하여 보정 후 비교하였으며, 이를 Fig. 7에 나타내었다. 여기서 L_{p1} 은 1,000 RPM에서 계산된 음압레벨이며, L_{p2} 는 L_{p1} 를 700 RPM으로 보정한 음압레벨이다. 이 값들을 바탕으로 식(7)과 식(8)을 이용, 음압레벨을 가상 반구 표면점 음압레벨(L_{pf})과 음향파위레벨(L_w)로 변환하였다. 여기서 L_{pi} 는 각 가상 반구 위 수음지에서 계산 및 측정된 i 번째 음압레벨을 의미하며, r 은 소음원에서 수음지까지의 거리를 의미한다. 또한, S_0 와 C 는 단위 면적과 온도 및 대기압 보정항으로 본 논문에서는

각각 $1 m^2$ 과 $-0.38 dB_A$ 으로 대입하였다. 최종 음향파위레벨로 변환한 결과 $70.6 dB_A$ 로서 측정된 음향파위레벨 $70.9 dB_A$ 와 비교하면 계측기 오차를 포함하여 $\pm 0.5 dB_A$ 의 오차내로 예측 가능함을 알 수 있다.⁽⁵⁾

$$L_{p2} = L_{p1} + 60 \log \left(\frac{N_2}{N_1} \right) + 20 \log \left(\frac{D_2}{D_1} \right) \quad (6)$$

$$L_{pf} = 10 \log \left(\frac{1}{N} \times \sum_{i=1}^N 10^{0.1 L_{pi}} \right) \quad (7)$$

$$L_w = L_{pf} + 10 \log \frac{4\pi r^2}{S_0} + C \quad (8)$$

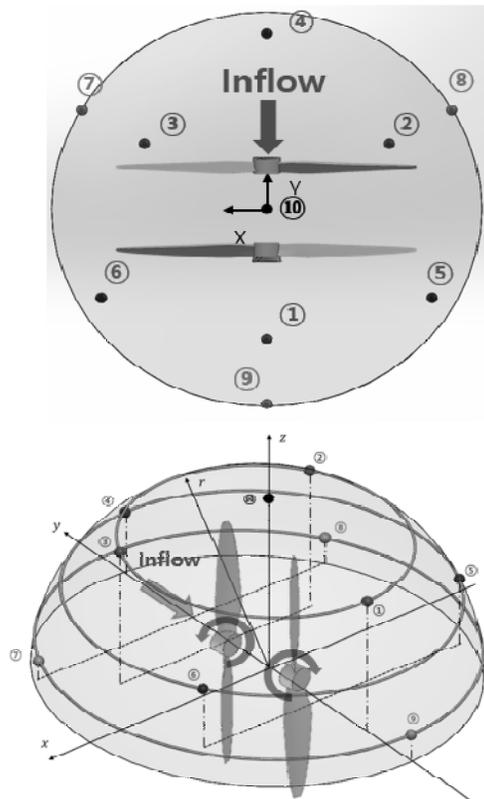


Fig. 6 Observing locations according to KS A ISO 3744

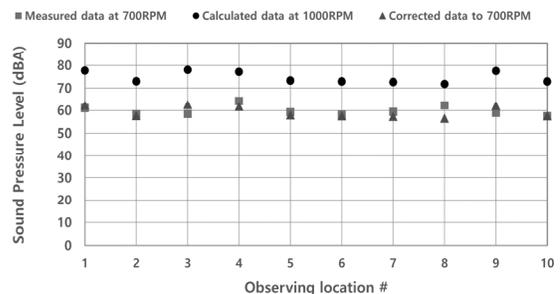


Fig. 7 Measured sound pressure level distributions at specific observation locations

유인드론용 프로펠러의 특성상 주위에 끼치는 소음의 영향을 파악한다면 유동 하류에서의 소음 즉, 지면으로 전파되는 경우를 분석하여야한다. 따라서 본 논문에서는 프로펠러 사이 중심점을 기준으로 하류 프로펠러 후방 방향의 반경 1 m의 가상 반구를 가정한다. 반구의 표면에 반경 방향으로 0.1 m, 회전방향으로 10° 씩 총 360개의 수음지를 지정하여 음압을 계산하였으며, 1,000 RPM에서 계산된 값들을 식 (9)을 이용하여 시간평균 음압레벨을 구하였다. 여기서 p' 은 음압에 해당하는 미세한 압력 변동치이며, p_{ref} 는 기준 음압값으로 2×10^{-5} Pa이다. Fig. 8은 본 논문에서 설정한 수음지의 위치를 보여준다.

$$S.P.L(\text{Sound Pressure } \leq \text{vel}) = 10 \log\left(\frac{p'^2}{P_{ref}^2}\right) \quad (9)$$

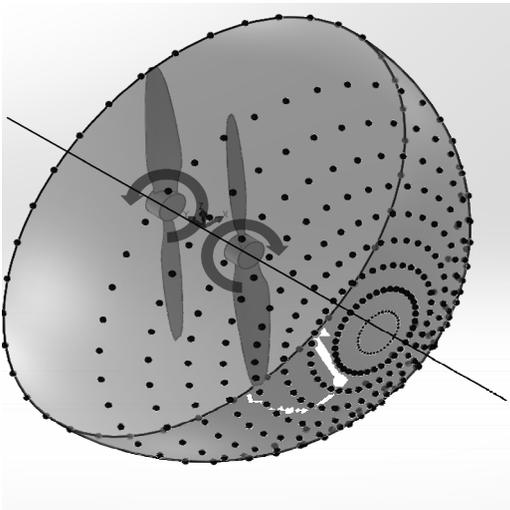
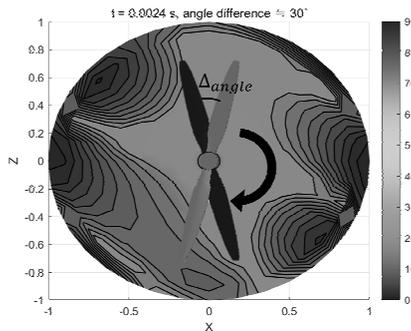
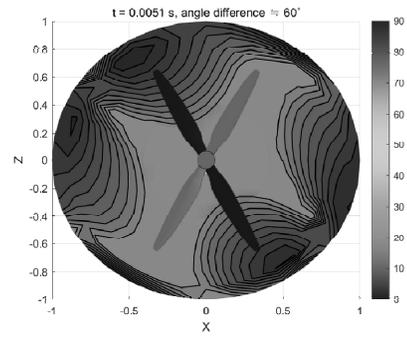


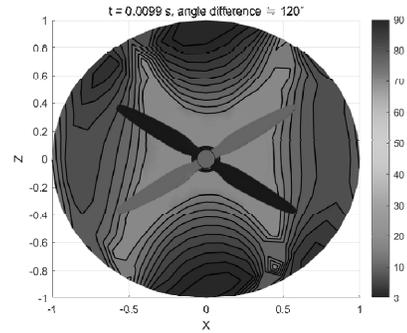
Fig. 8 Noise observation locations on hemisphere downstream of counter-rotating propeller



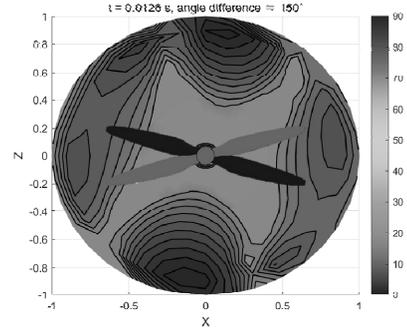
(a) $\Delta_{angle} = 30^\circ$
(downstream propeller rotating direction)



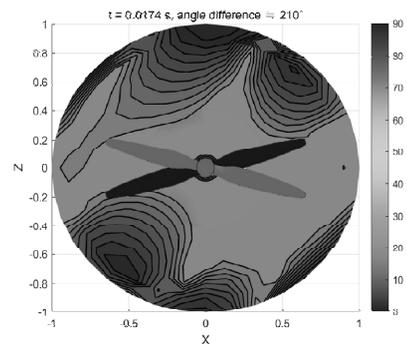
(b) $\Delta_{angle} = 60^\circ$



(c) $\Delta_{angle} = 120^\circ$



(d) $\Delta_{angle} = 150^\circ$



(e) $\Delta_{angle} = 210^\circ$

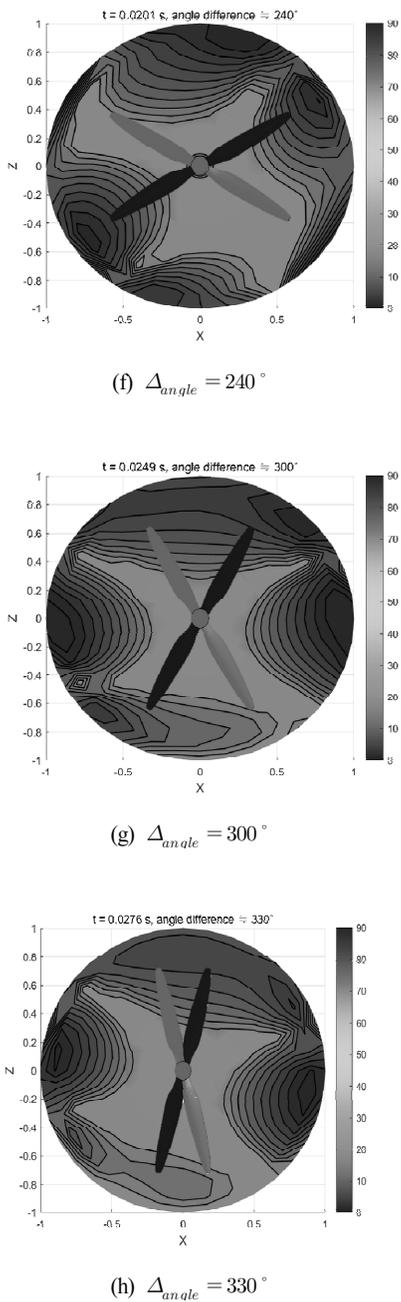


Fig. 9 SPL distribution at each angle

4.2 소음 수치 해석 결과

Figure 9에는 후류에서 관찰한 상류 및 하류 프로펠러가 이루는 사잇각에 따른 하류 음압레벨의 분포를 프로펠러 형상과 오버랩하여 표현하였다. 밝은 색의 프로펠러는 하류 프로펠러이며, 어두운 색은 상류 프로펠러를 나타낸다. Δ_{angle} 은 상류 프로펠러와 하류 프로펠러가 이루는 각을 의미한다. 두 개의 프로펠러가 반대 방향으로 회전함에 따라 음압레벨의 분포는 주로 하류 프로펠러와 같은 방향으로 회전하는 형태를 보임을 확인할 수 있다. 즉, 음압레벨 분포의 변화는 하류 프로펠러의 회전 방향과 동일한 시계방향으로 회전하며

하류에서의 음압레벨은 하류 프로펠러날개의 양력이 지배적임을 알 수 있다. 즉, Figure. 9 (a)~8(h)를 자세히 살펴보면 하류 프로펠러의 위치와 높은 음압레벨이 상대적으로 일정한 각도를 유지하는 것이 관찰된다. 이는 회전하는 날개의 피치각으로 인해 날개 단면 양력벡터 방향과 일치함을 알 수 있다.⁽⁶⁾

또한, 상류의 프로펠러의 익단 외동과 날개 후류외동이 하류로 이동하면서 하류 프로펠러에는 입구 난류 와동으로 작용하며, 이는 하류날개에 비정상 하중 소음원으로 작용하여 하류 프로펠러의 수직 방향으로 소음을 유발하게 된다. 하류 프로펠러 날개면의 수직 방향의 수음지는 극좌표계로 나타낸 Fig. 9의 위치각도 상의 음압레벨 분포 상 가장자리에 분포됨을 알 수 있다. 그리고 상류 프로펠러에서 하류 프로펠러로 유체가 이동하는 대류 속도는 20 m/s정도 이며 이는 약 0.023초에 해당한다. 와동이 대류되는 시간동안 상류와 하류 날개는 270°이상 벌어지게 되므로 상류 와동은 하류 날개에 대한 입구 난류 강도로 작용하게 된다. 따라서 하류 날개와 함께 회전하는 방사소음 패턴은 고정된 패턴으로 나타나는 실제 소음보다 3.5 dB 높게 나타난다. 또한, 상하류 프로펠러의 간섭이 없도록 상류 프로펠러만을 회전시켜 음압레벨 계산 시 최대 음압레벨은 84.5 dB로 구해진다. 반면 동축반전 프로펠러의 동시 회전의 경우 최대 음압레벨을 구하면 94.3 dB로 약 9.8 dB의 증가가 관찰되며 우리는 이로부터 6.8 dB 가량의 상호작용 소음의 기여도를 평가할 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 선행연구에서 제안된 최적 공력 및 소음 특성을 가진 유인드론용 동축반전 생체모방 프로펠러 모델을 바탕으로 1.5 m의 실물을 제작하였다. 또한 이들의 추력을 측정하여 추력 계수로 환산 후, CFD 정상해석결과를 실험결과와 비교하여 수치해석 정밀도를 검증하였다. 또한 정상상태 해석 결과를 초기조건으로 부여하여 아격자 난류모델을 이용한 비정상상태 해석을 수행하여 시간에 따른 프로펠러 표면의 물리량을 도출하였다. 공력소음해석에서는 사극자 소음원이 제외된 FW-H 방정식을 Matlab 소프트웨어 기반으로 구현하여, 반경 1 m 반구 위의 360개의 수음지에서 실시간 음압을 관찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 동축반전 프로펠러가 서로 반대 방향으로 회전함에 따라 하류에서의 높은 음압레벨 지역은 하류 프로펠러와 동일한 방향으로 회전하는 형태를 보인다. 따라서 하류 주 음압레벨 분포 변화는 하류 프로펠러 날개 위의 양력이 주요 요인임을 알 수 있다.

- 2) 상류 프로펠러의 회전으로 생성된 익단 와동과 후류 와동이 하류 프로펠러의 날개 전단으로 유입시 비정상 하중 소음원으로 작용하며 하류 프로펠러 날개표면에 수직 방향으로 방사되어 극좌표계 돔의 가장자리에서 뚜렷하게 나타난다.
- 3) 프로펠러간의 상호작용소음을 파악하기 위해 간섭 없이 상류 프로펠러만 회전할 때 발생시의 최고 음압 레벨과 두 프로펠러가 회전할 때 발생하는 최고 음압 레벨을 비교하였다. 본 날개 사양과 회전수에서 약 9.8 dB의 차이가 발생하였으며 따라서 6.8 dB의 상호작용 추가 소음이 있음을 확인할 수 있다.

향후 더욱 정밀한 격자 생성과 시간간격을 세밀화하는 고정밀 계산품질과 빠른 계산의 저정밀 계산 품질을 복합한 다중 품질 (Multi-Fidelity) 계산을 통해 유인드론용 동축반전 프로펠러의 상호작용을 보다 면밀하게 분석할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 논문은 2021년도 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국산업기술진흥원의 지원을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사

를 드립니다(P0012769, 2021년 산업혁신인재성장지원사업).

References

- (1) Ahn, Y. S., Jung, J. H., 2020, Recent trends and major issues in the drone and Personal Aerial Vehicle (PAV) industry, Korea Institute for Industrial Economics and Trade.
- (2) Kim, S. J., Yeom, T. Y., and Lee, S., 2021, "A Study on Thrust Performance of Counter-Rotating Biomimetic Propeller System for a Manned Drone," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 24, No. 1, pp. 41~46.
- (3) Stephen D. Prior., 2018, Optimizing Small Multi-Rotor Unmanned Aircraft, pp. 39~40, CRC Press.
- (4) Korean Industrial Standards., 2002, KS A ISO 3744, *Acoustics-Determination of sound power levels of noise sources using sound pressure-Engineering method in an essentially free field over a reflecting plane.*
- (5) Lee, Y. K., 2022, *A Study on Acoustic Noise Analysis of Counter-Rotating Propellers for Manned Drone by Using Computational Aero-Acoustics*, M. S. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Inha University, Incheon.
- (6) GE Hoff. *et al* 1990, *Experimental Performance and Acoustic Investigation of Modern, Counterrotating Blade Concepts*, GE Aircraft Engines, NASA CR-185158