



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(8), 699-708(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.8.699

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

동축반전 로터의 제자리 비행 공력소음 특성에 관한 수치 해석적 연구

소서빈¹, 이경태²

The Numerical Analysis of the Aeroacoustic Characteristics for the Coaxial Rotor in Hovering Condition

Seo-Bin So¹ and Kyung-Tae Lee²

Graduate School of Aerospace Engineering, Sejong University¹

School of Aerospace Engineering, Sejong University²

ABSTRACT

In this paper, the aerodynamic and aeroacoustic characteristics that vary depending on the rotation axial distance between the upper and lower rotor, which is one of the design parameters of the coaxial rotor, is analyzed in the hovering condition using the computational fluid dynamics. Aerodynamic analysis using the Reynolds Averaged Navier Stokes equation and the aeroacoustic analysis using the Ffowcs Williams and Hawkings equation is performed and the results were compared. The upper and lower rotor of the coaxial rotor have different phase angle which changes periodically by rotation and have unsteady characteristics. As the distance between the upper and lower rotors increased, the aerodynamic efficiency of the thrust and the torque was increased as the flow interaction decreased. In the aeroacoustic viewpoint, the noise characteristics radiated in the direction of the rotational plane showed little effect by axis spacing. In the vertical downward direction of the axis increased, the SPL maintains its size as the frequency increases, which affects the increase in the OASPL. As the axial distance of the coaxial rotor increased, the noise characteristics of a coaxial rotor were similar with the single rotor and the SPL decreased significantly.

초 록

본 논문에서는 제자리 비행하는 동축반전 로터의 설계 파라미터인 상하부 로터의 축 간격에 따른 공력 특성 및 공력소음 특성에 관해 전산유체해석을 통해 분석하였다. Reynolds Averaged Navier Stokes 방정식을 사용하여 공력 해석을 진행하였으며 공력소음 해석 시에 Ffowcs Williams and Hawkings 방정식을 사용하여 공력 특성 및 공력소음 특성을 비교하였다. 동축반전 로터는 회전으로 인해 상하부 로터가 다른 각도를 가지며, 위상이 주기적으로 변하는 비정상 특성을 가진다. 상하부 로터의 간격이 증가함에 따라 유동 상호간섭이 감소하여 추력 및 토크의 공기역학적인 효율이 증가함을 확인하였다. 공력소음 관점에서 회전 평면 방향으로 방사하는 소음 특성은 축 간격에 의한 영향이 미미하게 나타났다. 로터 수직 아래 방향으로 주파수가 증가함에 따라 음압이 감소하지 않고 크기가 유지되어 전체 음압 수준을 증가시킨다. 동축반전 로터의 축 간격이 증가함에 따라 유동의 비정상 특성이 감소하여 전체 음압 수준이 크게 감소함을 확인하였다.

† Received : November 12, 2020 Revised : June 18, 2021 Accepted : June 24, 2021

¹ Graduate Student, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : kntlee@sejong.ac.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Coaxial Rotor(동축반전 로터), Aerodynamic(공력), Aeroacoustics(공력소음), Hovering(제자리 비행), Axial Distance(축 간격)

I. 서 론

동축반전 로터는 회전익에 사용되는 로터의 한 종류로 동일한 축을 기준을 상하부 로터가 서로 반대로 회전함으로써 제한된 로터 면적으로 추력을 증가시킨다는 장점이 있어 멀티콥터와 같은 소형화 무인항공기에 다양하게 사용되고 있다. 최근 수직이착륙이 가능하며 촬영, 농업 및 공연 등 다양한 임무를 수행할 수 있는 멀티콥터의 사용이 증가하고 있다. 그에 따라 도심에서의 멀티콥터의 소음 문제가 대두되고 있으며, 회전익에서 발생하는 소음에 관한 해석적 및 실험적 연구가 활발히 진행되고 있다[1-4]. Jordan[1]은 DJI Phantom 2/3의 세 가지 프로펠러에 대한 공력 및 소음 실험 결과를 비교하였다. 동일한 회전수에서 추력을 크게 발생시키는 프로펠러가 같은 추력을 내기 위해 더 작은 회전수에서 운용되며, 이에 따라 소음이 감소한다는 공력소음 특성을 분석하였다. Nikolas[2]는 두 가지 프로펠러의 끝단 속도에 대한 공력 및 소음의 해석 및 실험결과를 비교하였다. 공력해석 시에 URANS를 적용하였으며, 소음해석 시에 FW-H 방정식을 적용하였다. Schatzman[3]은 동축반전 로터의 설계 파라미터인 여덟 개의 에어포일의 형태에 따른 2차원 해석적 연구와 Harrington[4] 로터의 3차원 해석을 수행하였다. 3차원 해석의 경우 URANS와 Leishman[5]의 BEMT를 적용한 결과와 Harrington의 실험 결과를 비교하여 BEMT를 적용한 해석 기법은 로터의 파워가 클 때 추력예측의 한계를 설명하였다. 소음해석 시 Farassat Formula 1A를 적용한 PSU-WOPWOP 해석 툴을 사용하여 두께 소음 및 하중 소음을 예측하였다. 동축반전 로터의 전체 음압 수준이 단일 로터보다 크게 나타남을 설명하였으며 상하부 로터가 교차함에 따라 하중 소음이 발생함을 설명하였다. 상하부 로터의 유동 상호간섭이 하중소음에 큰 영향을 미침을 설명하였다. Prieur[6]는 FW-H 방정식과 Kirchhoff 방정식을 사용한 결과를 비교하였다. 두 가지 해석 기법의 결과를 UH-1H의 실험값과 비교하였을 때 Kirchhoff 소음 해석의 표면 반경이 일정 수준 이하인 경우에서 실험값에 비해 크게 예측함을 확인하였다. 이는 밀도 섭동 값의 이차항 오차에 의함으로 설명하였다. 따라서 본 연구에서는 공력해석 시에 URANS를 적용하였으며, 공력소음 해석 시에 FW-H 방정식을 적용하였다.

동축반전 로터는 상하부 로터간의 유동 상호간섭이 발생하여 복잡한 유동 현상을 나타낸다. 동축반전 로터의 상하부 로터가 회전하면서 위상의 변화를 받

복하면서 추력 및 토크의 증감 사이클을 반복한다. 이는 Venturi 효과와 순환에 의한 Loading 효과로 인한 현상이다[7]. 또한 동축반전 로터는 단일 로터와 비교하였을 때 로터의 회전에 의해 상하부 로터가 갖는 회전면에서의 각도에 의해 음압 수준이 변하며, 비정상 하중에 의한 하중 소음이 증가함을 확인할 수 있다[3].

본 연구에서는 동축반전 로터의 비정상 상태 공력 해석 결과를 사용하여 공력소음 해석을 수행함으로써 동축반전 로터의 공력 특성이 공력소음 특성에 미치는 영향을 규명하고자 한다. 또한 동축반전 로터의 설계 파라미터인 상하부 로터의 축 간격이 공력소음에 미치는 영향을 연구하여 저소음 동축반전 로터의 설계조건을 제시하고자 한다.

II. 본 론

2.1 전산 해석 조건 및 수치해석 기법

2.1.1 공력 해석 조건

동축반전 로터 유동장에 대한 전산유체해석을 통해 공력 특성 및 공력소음 특성을 확인하고자 하였으며 Sim[7]의 선행연구로 얻어진 유동장 정보를 이용하여 공력해석을 수행하였다.

Figure 1은 동축반전 로터의 해석 모델을 나타낸다. 상하부 로터의 거리(H)를 로터의 직경(D)으로 나누어 무차원화 한 값(H/D)을 사용하였으며 축 간격은 0.15, 0.2와 0.3으로 세 가지 축 간격에 대하여 비교하였다. 운용회전수는 2000RPM, 2500RPM으로 두 가지 속도 조건에 대하여 비교하였다. 전산유체해석 시, 상용 툴인 Ansys Fluent 19.0 Solver를 사용하였다. RANS방정식 난류모델 $k-\omega$ SST를 적용하였다. Fig. 2는 $y^+ \cong 1$ 을 고려하여 구성된 경계층 격자를 나타낸다. 비압축성 회전운동에서 사용이 적합한 Coupled Scheme을 적용하였으며, 이산화 기법의 정확도 향상을 위해 2차 정확도 기법을 적용하였다.

Figure 2는 동축반전 로터의 해석 영역과 격자 구성을 나타낸다. 해석 격자는 tri-tetra로 구성하였으며, 회전 영역과 비회전 영역을 분리하여 Sliding Mesh 기법을 적용한 비정상 상태 공력 해석을 진행하였다. 초기값은 Moving Reference Frame 기법을 적용하여

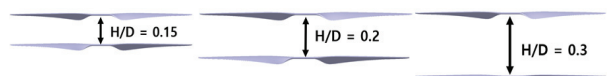


Fig. 1. Axial Distance of Coaxial Rotor

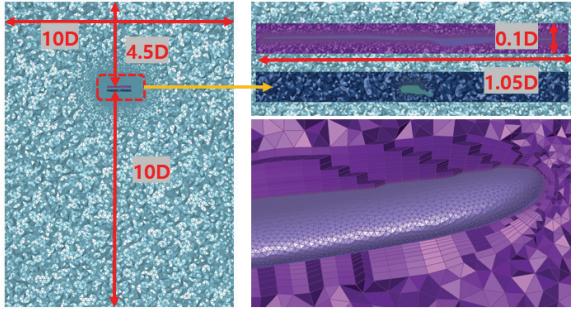


Fig. 2. Analysis Domain and Mesh

5,000번 계산한 결과를 적용하였다. 회전 영역의 격자 개수는 상하부 로터 각각 1,500만개, 비회전 영역의 격자 개수는 800만개로 구성하였다. 해석 영역의 크기는 로터의 중심을 기준으로 로터 직경의 5배로 실린더 형태를 가지며 경계조건은 선행연구 해석 조건을 반영하여 Pressure Inlet-Pressure Outlet으로 설정하였다[7].

2.1.2 공력소음 해석 조건

비정상 공력 해석을 통해 시간에 대한 공력 하중 및 형상 값을 이용하여 공력소음 해석을 수행하였다. Lighthill의 음향상사법[8]을 적용한 FW-H 방정식[9]을 사용하였다.

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\} \quad (1)$$

식 (1)은 물체 표면 $f=0$ 을 지나는 유체 요소들이 가상의 불연속 특성을 가지며 표면을 제외한 모든 곳에서 불연속 특성이 없다는 가정 하에 일반화된 연속, 운동량 방정식을 전개한 식으로 회전 운동과 같이 움직이는 물체가 있는 경우에 사용이 적합하다. 식 (1)에서 u 는 유동 속도이며 v 는 표면 속도로 아래 첨자 i 는 x_i 의 방향의 속도 성분을 나타내며, 아래 첨자 n 은 블레이드 표면의 외각 방향으로 수직 방향으로 속도 성분을 나타낸다. $\delta(f)$ 는 Dirac Delta Function을 나타내며, $H(f)$ 는 Heaviside Function을 나타낸다. p' 은 원거리 영역에서 음압($p' = p - p_0$)을 나타낸다. T_{ij} 는 Lighthill 텐서이며 식 (2)와 같이 정의한다. Lighthill 텐서는 RANS 방정식에서 변동 값에 해당하는 레이놀즈 응력항과 실제 응력과 밀도의 변화를 고려하였으며, 정상적인 변동을 고려한다. P_{ij} 는 압축성 응력 텐서이며 식 (3)과 같이 정의한다.

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (2)$$

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (3)$$

소음원과 수음 위치(Receiver Position) 사이에 장애물이 없다는 가정 하에 식 (1)을 로터 블레이드 표면에 대한 적분 식으로 나타낸 방정식인 Farassat formula 1A[10]를 사용하였다.

$$P'(\vec{x}, t) = P_T'(\vec{x}, t) + P_L'(\vec{x}, t) \quad (4)$$

식 (4)는 표면 적분에 해당하는 단일극과 이중극 소음원이다. HSI 소음을 예측하기 위해 사중극 소음원을 예측해야 하지만 두 가지 운용 회전수 조건에서 $M_{tip} \approx 0.3$ 으로 아음속 영역에서 단일극과 이중극 소음원이 지배적이므로 비교적 중요도가 낮지만 수치적 구현이 어려운 체적 적분항인 사중극 소음원은 무시하였다.

$$4\pi p_T'(\vec{x}, t) = \int_{f=0} [\frac{\rho_0 (\dot{U}_n + U_n)}{r(1-M_r)^2}] dS + \int_{f=0} [\frac{\rho_0 U_n \{rM_r + a_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3}] dS \quad (5)$$

$$4\pi p_L'(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} [\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2}] dS + \int_{f=0} [\frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2}] dS + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} [\frac{L_r (rM_r + a_0(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3}] dS \quad (6)$$

식 (5)는 단일극 소음원인 두께 소음을 나타내며 식 (6)은 이중극 소음원인 하중 소음을 나타낸다. 식 (5)와 식 (6)에서 각각 속도 및 압력은 식 (7)과 식 (8)과 같이 나타낸다. 또한 지연 시간을 식 (9)와 같이 고려하였다.

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \quad (7)$$

$$L_i = P_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n) \quad (8)$$

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} \quad (9)$$

회전익에서 로터 회전 소음은 로터 블레이드 주변 유동의 주기적인 음압 변동에 의해 발생하며 주된 소음 발생원으로 전체 소음에 지배적인 역할을 하여 주요 저감 대상이다[11]. 회전 소음은 블레이드 통과 주파수 $n \times \Omega$ (블레이드 개수 \times 회전속도)의 조화(harmonic) 성분으로 이산화하여 표시할 수 있다. 주파수가 증가함에 따라 무작위한 합력 변동에 의한 영향

이 중요해지는 광대역 소음(Broadband noise)이 발생하며 이산 주파수 소음(Discrete frequency noise)은 급격하게 감소하는 특성을 가진다. 이산 주파수 소음은 저주파수에서 영향이 크게 나타나며 주된 소음은 두께 소음, 하중 소음, 고속 충격 소음, 블레이드 와류 간섭 소음이 있다. 특히 저주파수에서는 프로펠러에 의해 발생하는 소음이 주된 소음이며 고주파수에서는 로터 외에서 발생하는 소음의 영향이 크게 나타난다[1]. 두께 소음은 로터의 형상에 영향을 받으며 주로 물체의 운동에 의한 유체 체적 분포의 변화로 인해 발생하는 소음이다. 이는 회전면과 평행한 방향으로 방사하는 특성을 가진다. 하중 소음은 로터에서 공기력에 의해 발생하는 추력과 같은 힘에 의해 발생하는 소음이다[2]. 두께 소음과 하중 소음은 회전 소음에 포함되며 회전 소음은 블레이드가 회전함에 따라 블레이드가 주위의 공기에 힘을 가해서 발생하는 소음으로, 블레이드에서 발생하는 양력이 그 주요 원인이다. 방위각을 기준으로 회전하는 로터 블레이드에 작용하는 다양한 형태의 하중은 저주파수 소음을 발생시킨다[12]. 본 논문에서는 공기역학적 힘이 공력소음에 미치는 영향을 분석하고자 회전 소음에 해당하는 영향을 다루고자 한다.

소음 해석 결과는 음압의 시간에 대한 변동을 고속 푸리에 변환(FFT)을 통해 주파수 대역으로 나타내어 음압 수준인 SPL (Sound Pressure Level)과 전체 음압 수준인 OASPL (Overall Sound Pressure Level)으로 비교하였다. SPL과 OASPL은 식 (10)과 식 (11)에 나타낸 식으로 정의한다.

$$SPL = 10 \log_{10} \frac{\hat{P}^2}{P_{ref}^2} \quad [unit : dB] \quad (10)$$

\hat{P} : Power Spectral Density of Fluctuating Pressure

P_{ref} : Reference Pressure ($2 \cdot 10^{-5}$ (Pa))

$$OASPL = 10 \log_{10} \left(\sum_{i=1}^n 10^{\frac{SPL(i)}{10}} \right) \quad [unit : dB] \quad (11)$$

주파수에서 신호의 에너지를 비교할 수 있는 PSD (Power Spectral Density)를 확인하였다. PSD는 시간 대역의 에너지를 푸리에 변환을 통해 주파수 대역으로 나타내어 에너지 분포를 확인하는 데 사용된다. 샘플링 지점으로부터 $x(t)$ 의 신호를 푸리에 변환으로 계산한다. 식 (12)와 식 (13)은 PSD를 나타내는 수식이다.

$$\hat{x}(w) = \frac{1}{\sqrt{T}} \int_0^T x(t) e^{-iwt} dt \quad (12)$$

$$S_{xx}(w) = \lim_{T \rightarrow \infty} E[|\hat{x}(w)|^2] \quad (13)$$

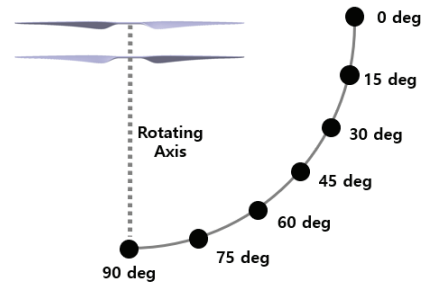


Fig. 3. Receiver Position along the Rotating Axis

회전 평면과 회전축에서 수음 위치는 로터 지름의 2배에 위치시켰다. Fig. 3은 회전축에서 수음 위치를 나타낸다. 로터의 회전축을 기준으로 회전 평면과 평행한 위치인 0°에서 수직 아래 방향인 90°까지 15° 간격으로 나누었다. Fig. 4는 회전 평면에서 수음 위치를 나타내며, 이는 로터 회전 평면과 평행한 위치에서 회전이 진행됨에 따른 각도를 의미한다. Fig. 5는 Fig. 4에서 나타낸 수음 위치에서 상하부 로터가 이루는 각도를 나타내며, 0°에서 90°까지 15° 간격으로 나누었으며 0°와 90°는 상하부 로터가 겹쳐 있는 것으로 45°는 상하부 로터가 90°의 각도를 가지고 교차한 것을 의미한다.

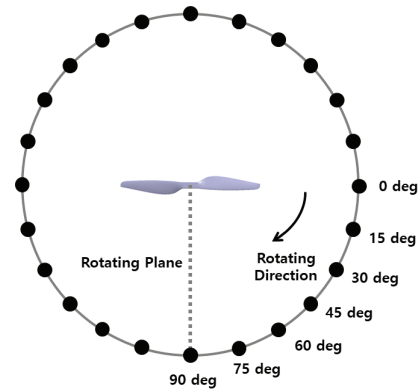


Fig. 4. Receiver Position along the Rotating Plane

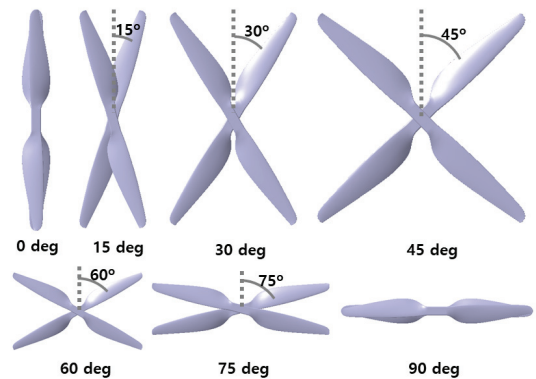


Fig. 5. The Angle of the Upper and Lower Rotors at the Receiver Position

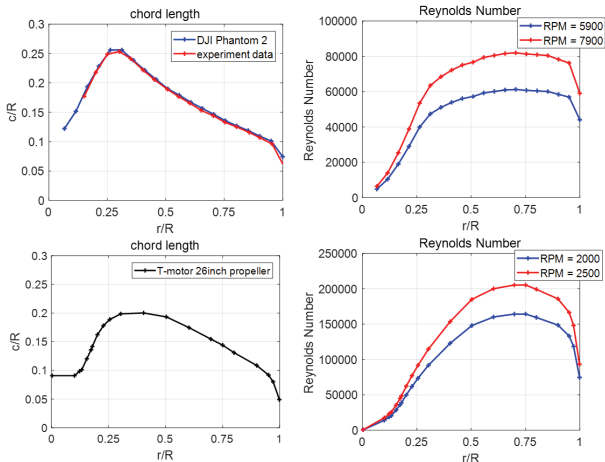


Fig. 6. Chord Length and Reynolds Number of the Propeller

2.2 전산 해석 검증

2.2.1 전산 해석 검증 모델

본 논문에서 사용된 프로펠러는 T-motor社 26inch 프로펠러로 Fig. 6에서 스캔방향으로 코드길이를 나타낸다. 전산유체해석 검증 시 T-motor社 26inch 프로펠러의 공력해석 결과를 비교하였으며, 공력소음 해석 검증 시 DJI社 Phantom 2 프로펠러를 사용하였다. Fig. 6은 코드길이를 나타내며, Fig. 6은 해석에 사용된 레이놀즈수 대역을 나타내며, $Re \leq 2 \times 10^5$ 의 범위 대역에서 운용된다.

2.2.2 전산 해석 검증 결과

Kim[13]은 본 연구에서 사용한 모델과 동일한 모델을 실험하여 공력 해석 결과에 대하여 분석하였다. Table 1을 통해 전산해석 결과는 실험 결과에 비해 약 5% 하향 예측함을 확인하였다. 특히 하부 프로펠러에서 추력 및 토크 예측의 차이가 비교적 크게 나타났다. 이는 RANS 방정식에서 점성 전단응력에 대한 모델링으로 속도 척도와 길이 척도 예측의 한계에 따른 것으로 판단된다.

Table 1. Comparison of Aerodynamic Analysis using CFD

		H/D	0.15	0.2	0.3
上	C_T	CFD	0.0076399	0.0078127	0.0080196
		EXP	0.0079196	0.0080488	0.0080972
	C_Q	CFD	0.0008617	0.0008635	0.0008682
		EXP	0.0008675	0.0008676	0.0008708
下	C_T	CFD	0.0052840	0.0051693	0.0051071
		EXP	0.0057361	0.0055693	0.0054685
	C_Q	CFD	0.0007585	0.0007458	0.0007326
		EXP	0.0007951	0.0007876	0.0007720

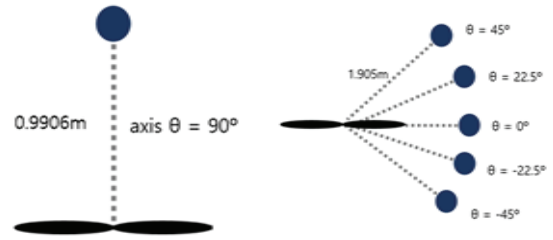


Fig. 7. Receiver Positions: (a) Jordan's Experiments [1] and (b) Nikola's Experiments [2]

Jordan[1]과 Nikolas[2]는 소형 무인 항공기에 사용되는 프로펠러에 관한 연구를 수행하였다. DJI社 Phantom 2 프로펠러의 실험을 통해 SPL과 OASPL의 공력소음 값을 분석하였다. Fig. 7(a)와 Fig. 7(b)는 Jordan과 Nikolas 등의 실험에서 수음 위치를 나타낸다. Jordan은 회전축 수직 방향으로 0.9906m 떨어진 곳에서 소음 실험을 진행하였으며 Nikolas는 회전 축 방향으로 $\pm 45^\circ$ 까지 22.5° 간격을 가지는 수음 위치를 설정하였다. Fig. 8(a)에서 Jordan의 실험 결과와 비교하였을 때 OASPL은 약 8%의 오차를 보였으며 1st BPF (Blade Passing Frequency)에서 음압 수준은 약 2.5%의 오차를 나타내었다. 저주파수 대역

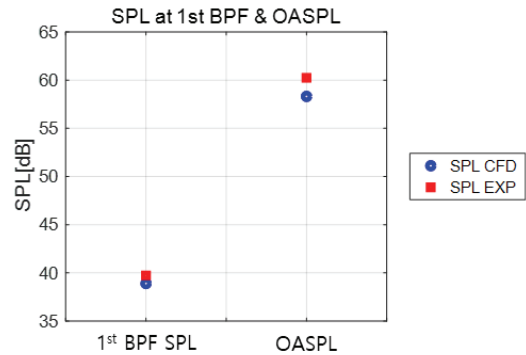


Fig. 8(a). Validation of Aeroacoustic Analysis using Jordan's Experiments

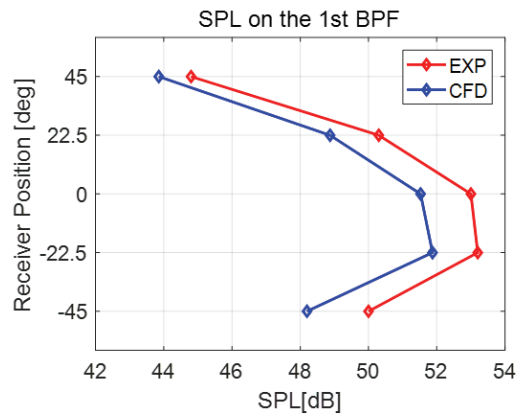


Fig. 8(b). Validation of Aeroacoustic Analysis using Nikola's Experiments

에서 프로펠러에 의해 발생하는 소음이 주된 소음이며, 고주파수 대역에서는 로터 외의 소음이 주된 소음원이다[2]. 실험값과 해석 결과값을 비교하였을 때 1st BPF에서 SPL의 차이보다 OASPL의 차이가 크게 발생하는 원인은 소음해석에서 프로펠러 회전에 의한 소음을 고려한 결과이다. Fig. 8(b)에서 Nikolas 등의 실험 결과를 사용하여 회전축 방향으로 방사하는 소음의 방향성을 비교하였다. 0°는 회전평면 방향으로 방사하는 소음을 나타내며, 해석 결과가 약 1dB 하향 예측함을 확인하였다. 회전축 방향으로 방사하는 소음은 45°에서 최대 2dB 하향 예측하였다.

2.3 공력 및 공력소음 해석 결과

2.3.1. 공력 해석 결과

Figure 9는 회전 각도에 따른 추력 계수를 나타낸다. Fig. 9의 좌측 그래프는 상부 로터에서 발생하는 추력을 나타내며, 우측 그래프는 하부 로터에서 발생하는 추력 계수를 나타낸다. Fig. 10은 각도에 따른 추력을 각도에 대하여 평균하여 회전수 2,000RPM과 2,500RPM에서 상하부 로터에서 발생하는 추력을 나타낸다. 축 간격이 증가함에 따라 상부 로터의 평균 추력은 증가하며 하부 로터의 평균 추력은 감소하며 상하부 로터의 추력 변화율이 감소한다. 또한 상하부 로터의 추력의 합은 증가한다. 이는 Leishman[5]의 운동량 이론과 깃요소 이론에 의해 상하부 로터의 간격이 증가함에 따라 상부 로터의 유도 속도가 증가함에 기인한다. 상부 로터의 추력은 유도 속도가 증가하여 증가하며, 하부 로터의 추력 감소는 상부 로터의 유도속도에 의한 유효 받음각 감소에 영향을 받는다. 또한 축 간격이 증가함에 따라 Loading 효과의 감소, Upwash 효과와 Downwash 효과 감소에 의해 상부 로터에서 추력이 증가하며, 하부 로터에서 추력 감소에 영향을 미친다[7].

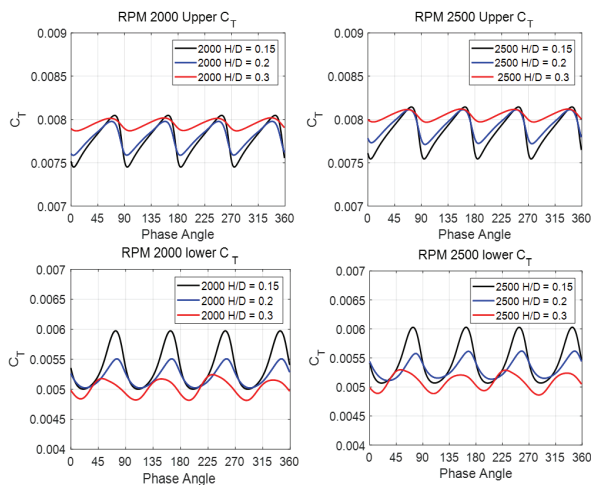


Fig. 9. Phase Angle-Thrust Coefficient Graph on the Upper and Lower Rotor

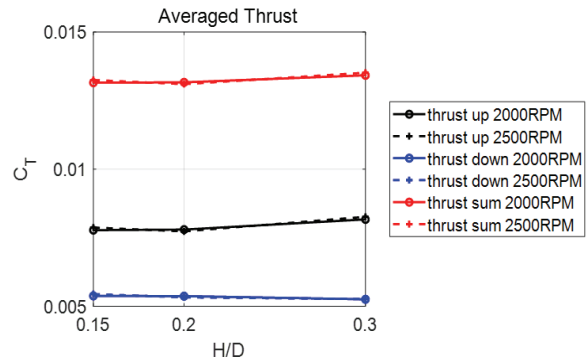


Fig. 10. Averaged Thrust Coefficient

Figure 11의 좌우 그래프는 동축반전 로터의 상하부 로터에서 발생하는 토크를 회전 각도에 대하여 나타낸다. Fig. 12는 상하부 로터에서 발생하는 토크를 각도에 대하여 평균한 값과 그 합을 나타낸다. 축 간격이 증가함에 따라 토크의 총합은 감소하였다. 따라서 축 간격이 증가함에 따라 로터의 공력성능이 개선됨을 확인하였다.

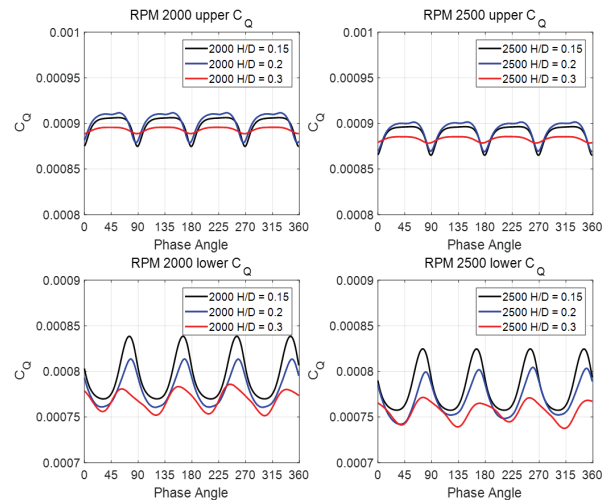


Fig. 11. Phase Angle-Torque Coefficient Graph on the Upper and Lower Rotor

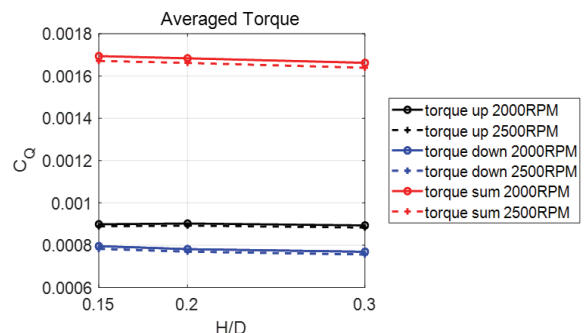


Fig. 12. Averaged Torque Coefficient

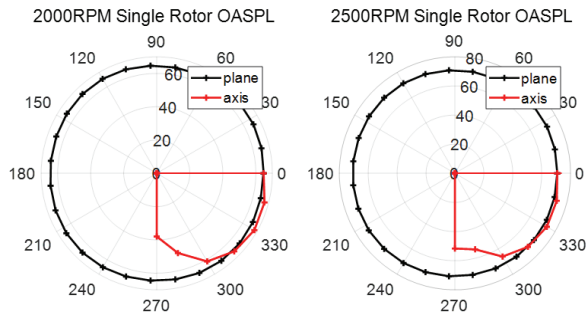


Fig. 13. OASPL of the Single Rotor

2.3.2. 공력소음 해석 결과

Figure 13은 단일 로터의 공력소음 특성을 나타낸다. 회전 평면 방향으로 비교적 일정한 크기의 소음을 방사하며 회전축 방향으로 30°까지 각도가 증가하며 이후 90°까지 각도가 증가함에 따라 소음 크기가 감소함을 확인할 수 있다. 이는 하중 소음이 주로 회전축 30°로 방사하며 이후 각도에서 정상 하중에 의해 음압 수준이 감소함에 기인한다. 이는 단일 로터에서 관찰되는 소음 특성이다[14].

축 간격에 따른 공력소음 특성을 분석하고자 회전수 2,000RPM과 2,500RPM에 대해 축 간격 0.15, 0.2와 0.3에 대하여 회전 평면과 회전축에서 공력소음 특성을 비교하였다. Fig. 14는 축 간격 0.15에서 회전수 2,000RPM 로터의 회전 평면과 회전축에서 각 수음 위치에 따른 주파수에 대한 PSD 값을 나타낸다. 회전 평면에서 0°에서 45°까지 증가하면서 나타내는 공력소음 특성은 45°에서 90°까지 증가하며 나타내는 공력소음 특성과 서로 크기는 동일하지만 증가하고 감소하는 경향만 반대로 나타나 회전 평면에서 공력소음 특성은 0°에서 45°까지 표시하였다. 회전 평면의 경우 0°에서 45°까지 증가함에 따라 PSD값이 감소함을 확인하였다. 이는 상하부 로터의 위상각이 0°

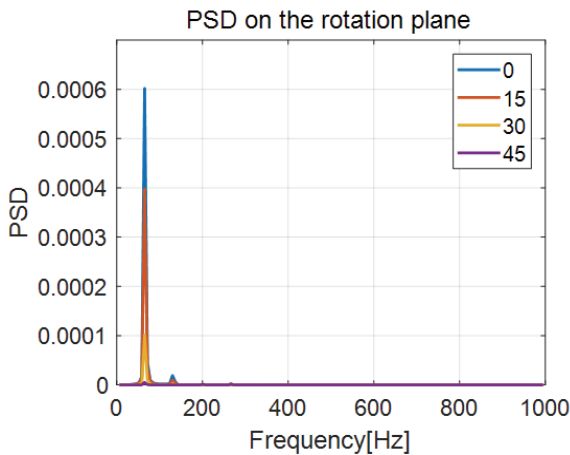


Fig. 14. Frequency-PSD Graph on the Rotation Plane

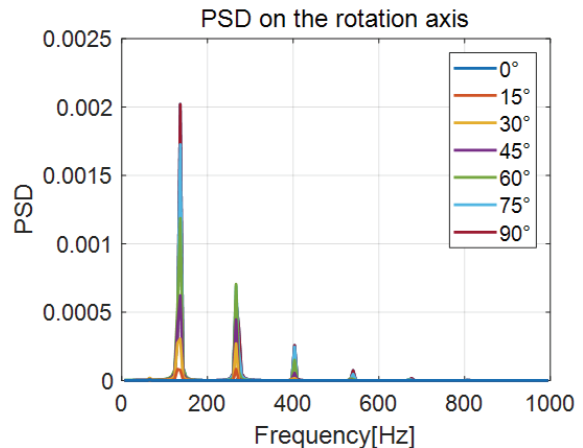


Fig. 15. Frequency-PSD Graph on the Rotation Axis

로 겹쳐있을 때 두께 소음이 증가함에 기인한다. 위상각이 45°로 교차하였을 때는 두께 소음이 감소한다. 이는 주파수에서 음압 수준에 영향을 미치며 이후 Fig. 21을 통해 OASPL에도 큰 영향을 미침을 확인하였다.

Figure 15는 회전축에서 주파수에 따른 PSD 분포를 나타낸다. 0°에서 90°까지 축 방향으로 각도가 증가함에 따라 PSD가 증가함을 확인하였다. Fig. 14와 Fig. 15를 비교하였을 때 수음 위치에 따라 피크 값이 발생하는 주파수가 다르다는 것을 확인할 수 있다. 회전 평면에서는 1st BPF(66.667Hz)에서 피크 값이 발생하며 2nd BPF에서 크게 감소함을 확인할 수 있다. 이와 달리 회전축에서는 2nd BPF에서 피크 값이 발생하며 그 값이 회전 평면에서 발생하는 피크 값보다 크게 나타난다. 이는 단일 로터에서 발생하는 소음 특성과는 다르며 4-블레이드 단일 로터에서 발생하는 소음 특성과는 다르며 동축반전 로터의 회전축 방향으로 수음자의 위치 각도가 증가함에 따라 PSD 값이 증가하였다. Fig. 13에서 나타내는 바와 같이 단일 로터에서 회전축으로 방사하는 특성은 30° 이후 감소하지만, 동축반전 로터는 축 방향으로 방사하는 하중 소음의 영향이 상대적으로 크게 작용한다는 것을 확인하였다.

Figure 16은 회전 평면 방향의 수음 위치에서 단일 로터에서 발생하는 주파수에 대한 PSD를 나타낸다. 1st BPF에서 피크 값이 발생하며, 이후 주파수가 증가함에 따라 음압 수준이 감소하며 1st BPF에서 발생하는 피크 값이 회전각에 따라 거의 동일함을 확인하였다. 이는 Fig. 13에서 나타나듯이 OASPL에서 큰 차이가 나타나지 않는 것으로 설명할 수 있다. 또한 주파수 영역대가 증가함에 따라 음압 수준이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 17은 회전축에서 주파수에 대한 PSD를 나타낸다. 회전 평면과 달리 회전축으로 각도가 증가함

에 따라 60° 이상 증가하였을 때 피크 값이 감소함을 확인할 수 있으며 이는 OASPL에 영향을 미친다. 또한 단일 로터는 회전축 방향으로 방사하는 소음 크기는 0°인 회전 평면으로 방사하는 소음 크기에 비하여 감소한다. 이는 Fig. 13에서 OASPL을 통해 확인할 수 있다.

Figure 18은 동축반전 로터 회전 평면 0°에서 축 간격에 따른 주파수에 대한 SPL을 나타낸다. 이는 회전 평면에서 축 간격에 의한 영향이 비교적 크지 않음을 나타낸다. 1st BPF에서 발생하는 SPL이 축 간격에 관계없이 비슷한 것을 확인할 수 있다. 이후 주파수가 증가함에 따라 SPL이 감소하지만, 단일 로터와 달리 여전히 BPF의 정수배에서 피크 값이 발생함을 확인할 수 있다. 동축반전 로터가 1회전 동안 위상이 2번의 주기로 4번 겹치고 교차함을 반복한다. 회전 평면 방향으로 방사하는 두께 소음이 주파수가 증가함에도 SPL이 유지되는 현상은 이러한 위상의 변화에 따른 것으로 판단된다.

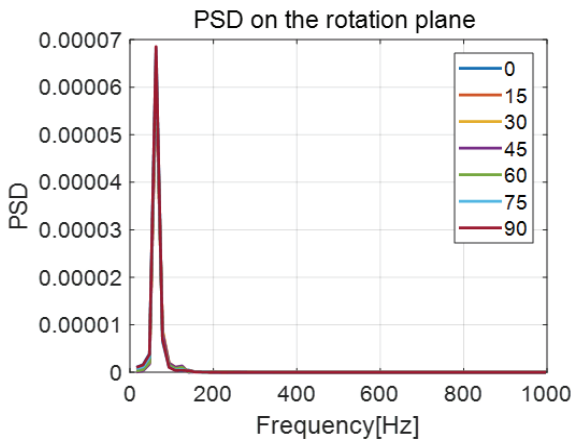


Fig. 16. Frequency-SPL Graph on the Rotation Plane of the Single Rotor

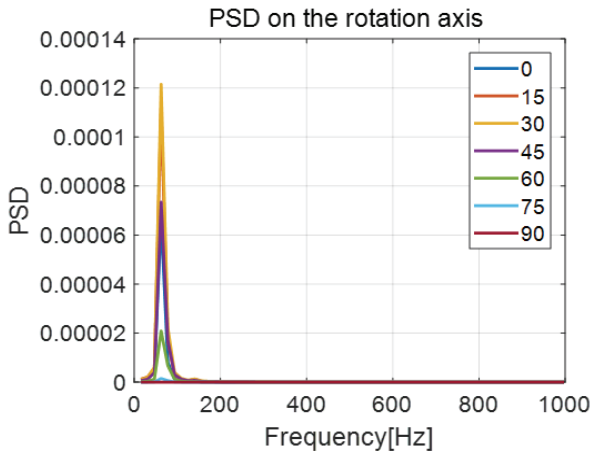


Fig. 17. Frequency-SPL Graph on the Rotation Axis of the Single Rotor

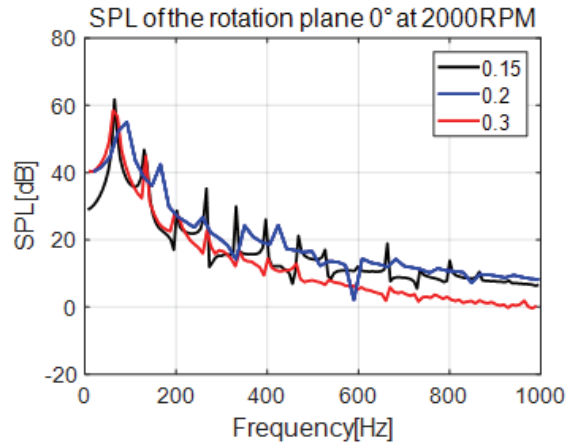


Fig. 18. Frequency-SPL Graph on the Rotation Plane

Figure 19는 회전축 방향에서 축 간격에 따른 주파수에 대한 SPL을 나타낸다. 축 간격이 0.3인 경우에 1st BPF에서 피크 값이 발생하지만, 축 간격이 0.15와 0.2인 경우에서 4-블레이드 단일 로터의 방사 특성을 보인다. 또한 2nd BPF를 비교하였을 때 축 간격이 증가함에 따라 SPL이 감소하였으며, 고주파수에서 SPL이 감소하는 것을 확인하였다. 즉 축 간격이 0.15일 때 SPL이 서서히 감소하며 피크 값이 크게 발생한다. 이는 상하부 로터가 회전하면서 변하는 위상과 그의 영향으로 공기역학적 힘인 추력과 토크가 주기적으로 변하는 것과 유동 상호간섭과 같은 비정상 특성에 의한 영향이다. 축 간격이 0.3일 때 비정상 유동 특성에 의한 영향이 감소하여 단일 로터와 동일한 주파수 대역에서 피크 값이 발생하며 SPL이 감소하였다.

Figure 20은 회전수 2,000RPM과 2,500RPM에서 회전 평면의 수음 위치에 따른 OASPL을 축 간격에 따라 나타낸다. 두 회전수 조건에서 회전 평면 방향으로 방사하는 OASPL은 축 간격의 영향이 크지 않음

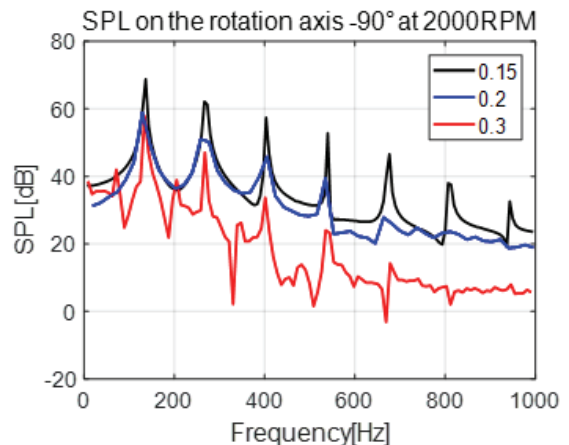


Fig. 19. Frequency-SPL Graph on the Rotation Axis

을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 18에서 1st BPF에서 발생하는 SPL과 이후 주파수의 증가에 따른 SPL을 확인하는 것으로 예측할 수 있다. 반면에 회전 평면 수음 위치에 따른 OASPL의 차이가 나타났다. 이는 Fig. 14에서 1st BPF에서 발생하는 PSD의 차이로 예측할 수 있다. 즉 회전평면 방향으로 방사하는 소음 특성은 축 간격에 의한 영향이 미미한 편이며, 동축반전 로터의 상하부 로터의 위상 차이, 즉 수음 위치에 영향을 받음을 확인할 수 있다. 회전 평면으로 방사하는 OASPL은 상하부 로터의 위상이 겹쳐있을 때 가장 크게 발생하며, 교차하였을 때 가장 작게 나타난다.

Figure 21은 회전축 수음 위치에 대한 OASPL을 나타낸다. 축 간격의 OASPL을 비교하였을 때 회전축 수음 위치 0°는 회전 평면에서 가장 큰 소음을 발생시키는 위치를 의미한다. 이는 회전 평면과 회전축에서의 소음 크기를 비교하기 위하여 선정하였다. 회전 평면 45° 위치를 회전축 0° 위치와 동일화 시킬 경우 OASPL은 회전축 각도가 증가함에 따라 점진적으로 증가한다. 회전 평면과 회전축에서 소음크기를 비교한 결과는 다음과 같다. 축 간격이 0.3인 조건에서 회전 평면에서 0°의 위치에서 방사하는 소음 크기가 회전축에서 방사하는 다른 어떤 소음 크기보다 크게 발생함을 확인할 수 있으며, 이는 비교적 축 간격이 가까운 경우에서 발생하지 않는 현상이다. 즉, 축 간격이 0.3일 때 두께 소음의 영향이 하중 소음의

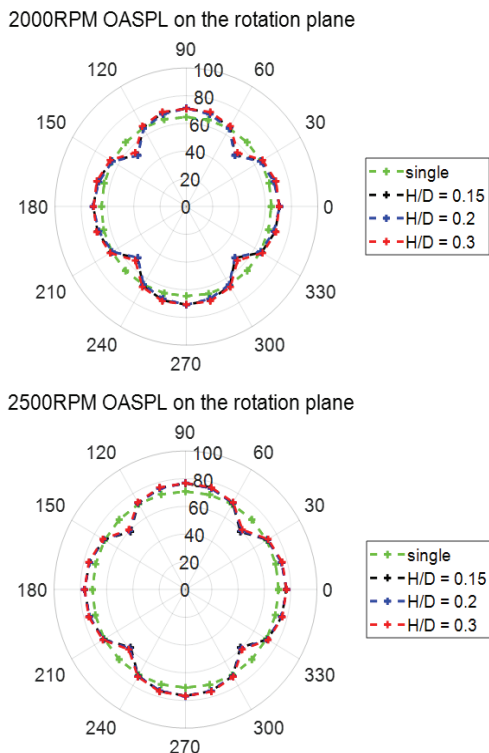
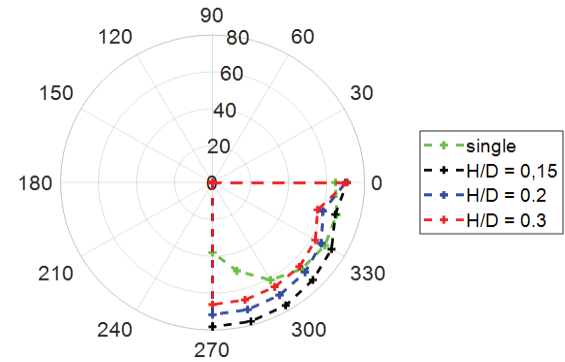


Fig. 20. OASPL Comparison on the Rotation Plane

2000RPM OASPL on the rotation axis



2500RPM OASPL on the rotation axis

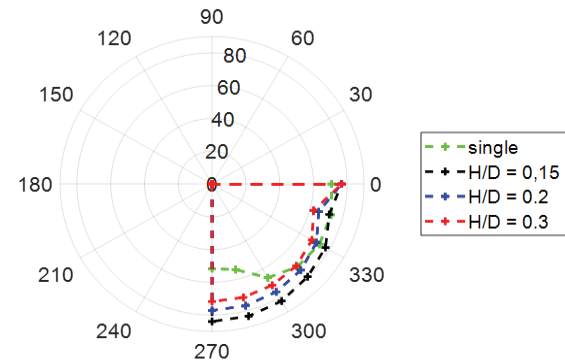


Fig. 21. OASPL Comparison on the Rotation Axis

영향보다 크게 작용함을 의미한다. 단일 로터의 축 방향으로 방사하는 소음이 감소하는 현상과 비교하였을 때, 축 간격이 0.3일 때에는 회전 평면에서 방사하는 소음이 가장 크게 발생하며, 축 방향으로 방사하는 음압 수준이 감소함을 확인할 수 있다. 이는 축 간격 0.15와 0.2에서 나타내는 축 방향 소음 방사 특성과 큰 차이를 나타낸다. 즉, 동축반전 로터의 축 간격을 증가시켜 회전축에서 발생하는 소음의 영향을 줄일 수 있다. 따라서 동축반전 로터에서 발생하는 주기적인 위상의 변화와 상하부 로터의 유동 상호간섭에 의해 단일 로터에 비해 큰 소음을 발생시키지만, 그 영향은 축 간격을 증가시켜 약화시킬 수 있다는 것을 설명한다.

III. 결론

본 연구에서는 동축반전 로터에서 발생하는 공력 특성에 따른 공력소음 특성에 관한 연구를 통해 수음 위치에 대한 소음 방사 특성 및 동축반전 로터의 소음 저감 설계 조건을 확인하였다. T-motor 26inch 프로펠러 공력 해석 결과에 따르면 상하부 로터의 축 간격이 증가함에 따라 상하부 로터에서 발생하는 추력의 합이 약 2% 증가하였으며, 토크의 합은 약 1.9% 감소하였다. 공력소음 해석 결과 상하부 로터의

위상이 변하며 비정상 하중이 발생하며 단일 로터와 달리 회전 평면 방향의 수음 위치에 따라 소음의 증감을 반복하였다. 축 방향으로의 비정상 특성에 의한 영향이 두드러지게 나타나며 하중에 의해 발생하는 소음이 증가하였다. 본 연구에서 해석한 축 간격 조건 중 가장 간격이 큰 $H/D=0.3$ 조건에서 비정상 특성의 영향이 감소하여 블레이드 통과 주파수에서 발생한 음압 수준이 단일 로터의 방사 특성과 유사하게 나타났다. 따라서 동축반전 로터 설계 시 기계구조 상의 제한 조건 내에서 축 간격을 증가시키는 경우 공력 성능 효율 및 소음 방사 측면에서 유리하게 나타났다. 하지만 동축반전 로터의 경우 단일 로터에 비해 블레이드 개수가 많고 추력 및 토크가 증가하면서 비정상 특성이 증폭되어 여전히 큰 음압수준을 발생시킨다. 동축반전 로터는 단일 로터와 비교하였을 때 동일한 회전 면적에서 추력 발생상의 이점이 있으며, 축 간격을 증가시킴에 따라 공력 효율이 증가하며 소음 발생 크기가 감소함을 보아 멀티콥터 드론에서 동축반전 로터의 채택의 장점이 있다. 향후 본 연구에서 다루지 못한 멀티콥터용 동축반전 로터의 공력 성능 개선 및 공력소음 저감 설계 조건에 관하여 연구하고자 한다.

후 기

이 논문은 2021년도 교내연구비 지원에 의한 논문입니다. (This work was supported by the faculty research fund of Sejong University in 2021.)

References

- 1) Jordan, W. A., Narsipur, S. and Deters, R., "Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Small UAV Propellers in Static Conditions," *AIAA Aviation Forum*, 2020.
- 2) Nikolas, S. Z., Douglas, D. B. and Casey, L. B., "Acoustic Characterization and Prediction of Representative, Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft System Components," NASA NF1617L-22587, 2016.
- 3) Schatzman, N. L., "Aerodynamics and Aeroacoustic Sources of a Coaxial Rotor," NASA TM 2018-219895, 2018.
- 4) Harrington, R. D., "Full-Scale-Tunnel Investigation of the Static-Thrust Performance of a Coaxial Helicopter Rotor," NACA TN-2318, 1951.
- 5) Leishman, J. G. and Ananthan, S., "An Optimum Coaxial Rotor System for Axial Flight," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 53, No. 4, 2008, pp. 366~381.
- 6) Prieur, J. and Rahier, G., "Comparison of Ffowcs Williams-Hawkings and Kirchhoff Rotor Noise Calculations," *4th AIAA/CEAS Aeronautics Conference*, 1998, p. 2376.
- 7) Sim, M. C., Lee, K. T. and Kim, H. D., "Numerical Investigation of the Effect of Spacing in Coaxial Propeller Multi-Copter in Hovering," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 48, No. 2, 2020, pp. 89~97.
- 8) Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory," *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1952, pp. 564~587.
- 9) Williams, J. E. F. and Hawkings, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1969.
- 10) Farassat, F., "Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat," NASA TM-2007-214853, 2007.
- 11) Kim, D. K., Yun, C. Y., Chung, K. H. and Kim, S. H., "Technology Trend of Vibration/Noise Active Control in Helicopter," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, No. 1, 2011, pp. 77~89.
- 12) Han, Y. H., "Aerodynamic and Noise Analysis on Hovering Flight of High-Lift, Low-Noise Blade for Optimized Blade Design," *Seoul National University*, 2015, pp. 37~38.
- 13) Kim, C. W., "Aerodynamic Performance Analysis and Radiated Noise Prediction Based on BEMT of Coaxial Inversion Rotor," *Chungnam National University*, 2018, pp. 22~24.
- 14) Lee, S. M., "A Numerical Study on the Aerodynamic and Acoustic Characteristics of a Coaxial Rotor," *Seoul National University*, 2013, pp. 74~75.