

팁 간격이 덕티드 팬의 공력 및 소음 성능에 미치는 영향에 관한 전산해석

황 유 현,¹ 김 시 진,¹ 조 규 철,² 명 노 신,^{1,3} 이 학 진^{*1,3}

¹경상국립대학교 기계항공우주공학부

²(주)한국프롭

³경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF TIP CLEARANCE EFFECT ON AERODYNAMIC AND ACOUSTIC PERFORMANCE OF THE DUCTED FAN

Y.H. Hwang,¹ S.J. Kim,¹ K.C. Cho,² R.S. Myong^{1,3} and H. Lee^{*1,3}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

²Hangookprop Incorporated

³Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

A ducted fan offers improved safety by preventing object collisions and shielding the rotating blades. The tip clearance is an important parameter that can control the strong vortex generated at the rotating blade tips and impacts the performance. This study conducted computational analysis to investigate the effect of tip clearance on the aerodynamic performance and noise level of a ducted fan in hover condition using lattice-Boltzmann method (LBM) simulations. The tip clearance was defined as $s/R = 1\%$, 2% , 4% using propeller radius(R), and computational analysis was conducted, including an propeller without duct. The thrust contribution of duct system was confirmed through the axial velocity field and surface pressure contour on ducted fan. Duct Shielding effect and aerodynamic noise level were investigated by comparing the overall sound pressure level (OASPL). Moreover, the directionality of noise propagation was observed using the instantaneous sound pressure field with various tip clearances. As a result, the strength of blade tip vortex increased as the tip clearance increased, thus leading to increase in tonal and broadband noise. It was concluded that a reduced tip clearance demonstrated enhanced noise reduction performance for the ducted fan.

Key Words : 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 격자-볼츠만 법(Lattice-Boltzmann Method), 로터 공력성능 (Rotor Aerodynamic Performance), 공력 소음(Aerodynamic Noise), 덕티드 팬(Ducted Fan), 팁 간격(Tip Clearance)

1. 서 론

덕티드 팬(Ducted Fan)은 덕트(Duct) 또는 쉬라우드(Shroud) 구조물이 프로펠러 주위를 감싸고 있는 형태의 추진 시스템을 의미한다. 덕티드 팬은 덕트 구조물이 블레이드 회전부를 감싸고 있어 비행 중 외부 물질의 충돌을 방지하여 기체의 안전성을 높일 수 있고 지상 인력의 안전을 도모할 수 있다. 또한, 제자리 비행 조건에서 일반적인 로터와 비교하여 같은

크기의 추력 발생을 위해 약 70%의 동력만을 필요로 하므로 운영 측면에서 효율적이다[1]. 프로펠러에서 발생하는 소음을 Shielding 하는 효과와 블레이드의 Tip Vortex의 세기를 감소시켜 소음을 저감 하는 효과가 있어 미래형 비행체의 소음 기준을 충족시킬 수 있는 대안 중 하나이다[2,3]. 덕티드 팬은 헬리콥터의 꼬리 날개와 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)의 추진시스템으로 널리 사용되고 있으며, Fig. 1과 Fig. 2는 각각의 적용 사례를 나타낸다. 하지만, 덕티드 팬은 고속 전진 비행 시 덕트의 항력이 증가하고 단일 프로펠러와 비교하여 덕트 추가로 증가된 무게로 인해 높은 추력이 요구된다[2]. 덕티드 팬 설계 시 프로펠러의 형상, 덕트의 크기와 길이, 팁 간격 등 다양한 설계 인자들이 고려된다. Yilmaz 등[4]은 다섯 가지 NACA 에어포일의 단면을 덕트의

Received: November 15, 2023, Revised: December 29, 2023,

Accepted: December 29, 2023.

* Corresponding author, E-mail: hlee@gnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.4.106>

© KSCFE 2023



(a) Airbus H155 (b) KAI LCH

Fig. 1 Helicopter application of ducted fan



(a) Bell Nexus 6HX (b) Airbus CityAirbus

Fig. 2 UAM application of ducted fan

단면 형상 설계 인자로 적용하였고 추력 계수, 동력 계수와 전진비에 따른 덕트의 유입속도 변화를 실험적으로 확인하였다. Sheng 등[5]은 프로펠러의 비틀림과 덕트 립의 반지름에 변화를 주어 압력분포와 공력 특성을 전산 해석을 통해 예측하였다. Cao 등[6]은 덕트 내부의 길이와 출구의 디스크 면적의 변화를 통해 공력 성능을 분석하고 최적화를 수행하여 필요 동력이 낮은 덕트 형상을 도출하였다. 앞선 연구에서 확인할 수 있듯이 덕티드 팬을 설계할 때, 프로펠러 끝단과 덕트 사이에서 발생하는 강한 상호작용 현상이 필수적으로 고려된다. Wallin 등[7]은 덕트 유무에 따라 팁 외류의 세기 변화를 Particle Image Velocimetry(PIV) 측정을 통한 실험적 방법을 통해 관찰하였고 Shukla and Komerath[8]은 Figure of Merit(FM)을 향상을 위해서는 팁 간격을 줄여 tip vortex의 세기를 감소시켜야 함을 PIV 방법을 통해 확인하였다. Tao and Thomas[9]는 전산 해석을 통해 팁에서 강한 외류를 확인하였으며 팁 간격에 따른 블레이드 표면의 유동장과 정압의 변동을 확인하였다.

로터 블레이드 팁에서 발생하는 끝단 외류의 세기를 조절할 수 있는 중요한 설계 인자로 팁 간격이 있으며, 이는 덕티드 팬의 공력 성능에 지배적인 영향을 미친다[10,11]. Martin and Tung[12]은 팁 간격이 증가할수록 덕트의 흡입구를 따라 흐르는 유동의 박리 현상이 더 빠르게 발생하여 덕트에서 발생하는 양력이 감소하는 것을 아음속 풍동실험을 통해 확인하였다. Akturk and Camci[13]는 팁 간격의 변화에 따른 추력 및 FM 등의 공력 성능을 전산 해석을 통해 분석하였다. 덕티드 팬에서 팁 간격은 덕트와 블레이드의 공력성능뿐만 아니라 소음 수준에도 영향을 미친다. Longhouse[14]와 Fukano 등[15]은 팁 간격에 따른 Sound Pressure Level(SPL) 변화를 시험

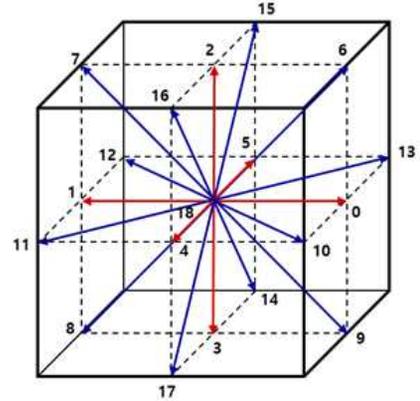


Fig. 3 D3Q19 model

을 통해 비교하였다. Fukano and Jang[16]은 시험을 통하여 팁 간격에 따른 주파수 소음(Frequency Noise)과 광대역 소음(Broadband noise)의 발생을 속도 변동과 함께 비교하여 소음 스펙트럼 변화를 확인하였다. Luo 등[17]은 덕티드 팬의 팁 누설 유동과 소음 사이의 관계를 확인하고 팁 간격에 따른 음압 레벨을 전산 해석을 통해 예측하였다.

현재 덕티드 팬을 추진 시스템으로 활용한 미래형 비행체의 개발이 활발히 이루어지고 있다. 선행문헌 조사 결과와 같이 덕티드 팬에서는 프로펠러 끝단과 덕트 사이의 팁 간격이 공기역학적 성능 면에서 중요한 설계 인자로 작용한다. 본 연구에서는 덕트의 유무와 팁 간격에 따른 덕티드 팬의 공력 성능뿐만 아니라 소음 변화를 고찰하여 덕티드 팬 설계 과정에서 팁 간격 선정에 기여하고자 한다. 덕티드 팬의 공력 및 소음 성능을 예측하기 위해 Lattice-Boltzmann Method(LBM) 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 사용하여 전산 해석을 수행하였다. LBM 기법을 통해 도출된 추력, 토크, FM 결과를 타 해석자의 공력해석 결과와 비교함으로써 전산 해석 결과의 정확성을 검증하였다. 또한, 팁 간격이 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 덕티드 팬의 공력 성능, 표면 압력 분포, 후류 구조 및 소음 세기를 비교하였다.

2. 전산 해석 기법

2.1 Lattice-Boltzmann Method(LBM)

LBM 기법은 이산화된 격자 내에 지정된 방향으로 이동과 충돌이 가능한 입자들을 확률 분포함수에 따라 위치하여 계산하는 기법이다. LBM 해석에서 사용되는 격자 모델은 DaQb로 표현되며 a는 차원의 범위를 나타내고 b는 제자리 위치를 포함하여 입자들이 이동할 수 있는 경로의 개수를 의미한다. 본 연구에서는 D3Q19 모델을 선택하여 3차원에서 19개의 방

향을 나타내었으며, 이산화된 격자와 입자의 이동을 Fig. 3에 도시하였다[18].

Lattice-Boltzmann Equation을 이산화된 공간을 고려하여 나타내면 식 (1)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 f_i 는 \vec{x} 위치에서 입자들의 이동에 따른 분포함수를 나타내고 \vec{e}_i 는 i 방향으로의 속도벡터를 의미한다. $\Omega_i(f(\vec{x}, t))$ 는 입자들의 상호작용에 의한 충돌항을 나타내며 이는 운동량 및 에너지 보존을 고려할 시 매우 복잡하므로 Bhatnagar-Gross-Krook(BGK) 완화 모델을 사용하여 식 (2)와 같이 정의한다[19,20].

$$f_i(\vec{x} + \vec{e}_i \Delta t, t + \Delta t) = f_i(\vec{x}, t) + \Omega_i(f(\vec{x}, t)) \quad (1)$$

$$\Omega_i(f(\vec{x}, t)) = -\frac{1}{\tau} [f_i(\vec{x}, t) - f_i^{eq}(\vec{x}, t)] \quad (2)$$

식 (2)에서 τ 는 입자의 충돌이후 안정화된 상태에 도달하는데 소요되는 시간을 무차원화 함으로써 동점성계수 ν 와의 관계를 식 (3)으로 나타낼 수 있다.

$$\nu = (\tau - \frac{1}{2}) T \quad (3)$$

f_i^{eq} 는 국소평형분포함수으로써 D3Q19모델을 사용할 시 Maxwell Boltzmann 분포함수를 속도의 2차항까지 Taylor 전개하여 식 (4)로 표현된다.

$$f_i^{eq} = w_i \rho [1 + 3(\vec{e}_i \cdot \vec{u}) + \frac{9}{2}(\vec{e}_i \cdot \vec{u})^2 - \frac{3}{2}u^2] \quad (4)$$

위 식에서 \vec{u} 는 거시적 속도이고 w_i 는 i 방향으로의 가중치 상수이며 방향에 따라 식 (5)로 나타낸다.

$$w_i = \begin{cases} 2/36 & (i = 0, \dots, 5) \\ 1/36 & (i = 6, \dots, 17) \\ 12/36 & (i = 18) \end{cases} \quad (5)$$

격자 내에 입자점에서의 밀도, 운동량은 식 (1)을 이용하여 다음과 같이 정의한다.

$$\rho(\vec{x}, t) = \sum_i f_i(\vec{x}, t) \quad (6)$$

$$\rho \vec{u}(\vec{x}, t) = \sum_i \vec{e}_i f_i(\vec{x}, t) \quad (7)$$

2.2 LBM-VLES 모델

LBM을 활용한 전산 해석 시 난류 모델링 과정에서 BGK

완화 모델의 충돌 연산자의 완화 시간을 확장해야 한다. 확장된 완화 시간은 Renormalization Group(RNG) 이론을 통해 유도될 수 있으며 난류 운동 에너지(k)와 난류 소산율(ω)에 의존되고, 이를 LBM-Very Large Eddy Simulation(LBM-VLES)라고 한다[18,21]. RNG $k-\omega$ 모델은 난류 점성 완화 시간을 계산하는 데 사용되며 이를 고려한 유효 점성 완화 시간은 식 (8)에서 확인할 수 있다[22].

$$\tau_{eff} = \tau + C_\mu \frac{k^2/\epsilon}{\sqrt{(1 + \tilde{\mu}^2)}} \quad (8)$$

$C_\mu = 0.085$, $\tilde{\mu}$ 는 변형, 소용돌이, 나선의 함수로 구성되어 있다. 본 연구에서는 LBM-VLES 해석기법을 활용하여 끝단 와류와 덕트 사이의 상호작용 때문에 발달하는 복잡한 난류 유동을 고려한 해석을 진행하고자 한다.

2.3 소음 해석 기법

덕티드 팬은 단일 프로펠러와 달리 블레이드 끝단에서 발달하는 와류구조와 덕트 사이의 간섭현상이 발생하는 것이 특징이다. 이러한 간섭현상은 블레이드와 덕트 주변의 유동장 뿐만 아니라 하류 방향으로 복잡한 난류 구조를 유발한다. 따라서, 본 연구에서는 블레이드와 덕트 표면에서 발생하는 두께 소음과 하중 소음뿐만 아니라 유동장 내의 난류 소음원까지 고려하기 위하여 Ffowc Williams-Hawkings(FW-H) 방정식을 이용한 음향상사법을 이용하여 덕티드 팬의 소음을 예측하였다. FW-H 방정식은 식 (9)에 표현하였으며 우변의 첫 번째 항부터 각각 난류 소음원, 하중 소음원, 두께 소음원을 의미한다[24]. 하중 및 두께 소음원은 표면 적분인 반면, 유동장에서 발생하는 난류 소음원은 체적 적분이므로 상대적으로 계산 효율성이 떨어지는 단점이 있다. 이를 보완하기 위해 본 연구에서는 투과면(Permeable) 기법을 적용하여 유동장에 대한 음압 정보를 소음원을 포함하고 있는 가상의 투과면으로 전달함으로써 체적 적분을 면적으로 치환하여 효율적으로 소음을 예측하였다.

$$4\pi p'_r(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \iiint \left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|} \right] dV - \frac{\partial}{\partial x_i} \iint \left[\frac{p_{ij} n_j}{r|1-M_r|} \right] dS + \frac{\partial}{\partial t} \iint \left[\frac{\rho_\infty v_n}{r|1-M_r|} \right] dS \quad (9)$$

3. 전산 해석 모델

본 연구에서는 프로펠러의 반경 길이(R)가 0.4 m이고, 블

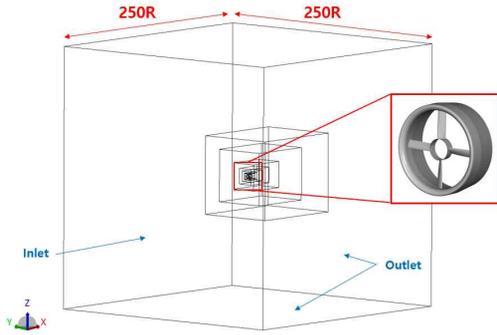


Fig. 4 Computational domain and boundary conditions

레이드의 개수는 4매인 덕티드 팬 형상을 고려하였다. 블레이드 루트로부터 팁까지 비틀림 각도는 44°에서 19°까지 선형적인 형태를 보이며 블레이드 단면 형상은 NACA 23013 에어포일이다. Fig. 4와 같이 전산 해석을 위한 전체 계산 영역은 프로펠러 반경 길이(R)를 사용하여 모서리의 길이가 250R인 정육면체 형태로 표현하였다. 경계 조건으로는 프로펠러 회전면을 기준으로 윗면에 Pressure Inlet 조건과 나머지 면에 Pressure Outlet 조건을 부여하였다. 또한, 프로펠러와 덕트 표면에는 Viscous Wall 조건을 적용하여 점성의 효과를 고려하였다. Fig. 5와 6에는 각각 프로펠러 및 덕트에 대한 표면 격자와 공간 격자계를 나타내었다. 최소 격자의 크기는 0.4 mm이며 이는 프로펠러 반경 길이에 0.1%에 해당한다. 덕티드 팬 후류 방향뿐만 아니라 블레이드의 끝단, 앞전, 뒷전과 덕트 립(Lip)의 표면, 프로펠러 끝단과 덕트 사이에 최대한 조밀한 격자를 배치했으며, 전체 격자의 개수는 약 4,000만 개를 사용하였다. 본 연구에서는 벽면의 난류 경계층 해석을 효율적으로 수행하기 위해 Wall Function Model을 이용하였다[23].

프로펠러 끝단과 덕트 사이의 거리를 팁 간격(Tip Clearance, s)으로 정의하고 프로펠러의 반경(R)을 기준으로 무차원화했다. 팁 간격 변화에 따라 프로펠러의 반경을 고정된 채 회전 중심을 기준으로 덕트 반경의 크기를 변경하였다. 본 연구에서는 $s/R = 1\%, 2\%, 4\%$ 를 갖는 덕티드 팬과 덕트를 제외한 단일 프로펠러(Isolated Propeller)에 대하여 전산 해석을 수행하였다. Sliding Mesh 기법을 적용하여 비회전 영역(덕트 형상)과 회전 영역(프로펠러)를 구분하고 회전 효과를 부여하였다. 또한, Fig. 6와 같이 난류 소음원의 영향을 고려하기 위해 덕티드 팬 하류 방향으로 충분한 크기의 Permeable Surface를 설정하였다. 이때, 3개의 Permeable Surface를 설정하여 end-cap 평균화를 수행하였으며 이는 난류 소음원에서 발생하는 Spurious Noise를 필터링하여 오차를 줄임으로써 예측된 소음의 정확도를 높였다[25].

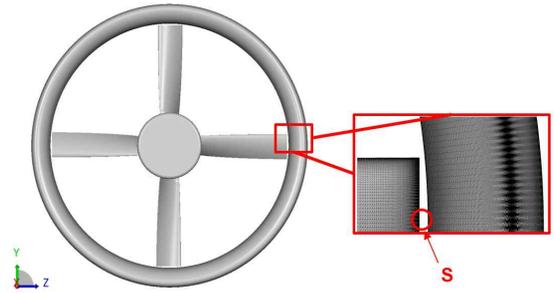


Fig. 5 Surface mesh of ducted fan

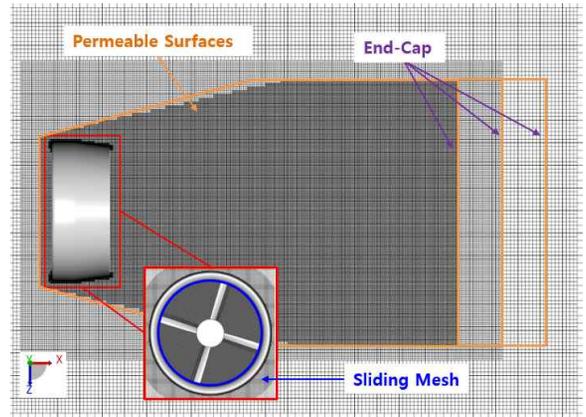


Fig. 6 Volume mesh with permeable surfaces

전산 해석 조건은 Table 1에서 확인할 수 있다. 레이놀즈 수는 블레이드의 팁 코드(Chord) 길이와 팁 속도를 기준으로 계산하였으며 대기압 조건에서 회전속도는 3000 RPM이고 팁 마하수는 0.36이다. 본 연구에서는 프로펠러 회전 기준으로 20바퀴 회전하는 동안인 0.4초 동안 전산해석을 수행하였다. 소음해석을 위해서는 초기 Transient한 특성을 제외하고 공력 해석 결과가 수렴성을 확보한 5회전(0.1초) 이후부터 15회전 동안의 데이터를 활용하였다. 15회전 동안의 시간 데이터를 푸리에 변환에 활용함으로써 주파수 해상도(Δf)를 약 3.5Hz 수준으로 확보할 수 있었다.

또한, 비정상 해석의 시간 전진 간격은 프로펠러 회전 각도를 기준으로 약 0.02°로 설정하였고 효율적인 데이터 저장

Table 1 Flow and simulation conditions

Pressure	101,325 Pa
Reynolds number	10,954,000
Rotating speed	3000 RPM
Tip mach number	0.36
Total simulation time	20 revolution (0.4 sec)
Time step size	0.02 deg. (1.346e-06 sec)

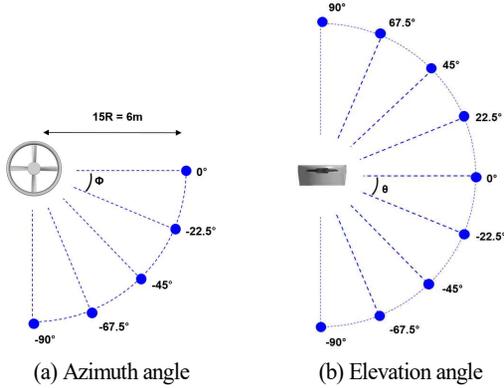


Fig. 7 Microphone array

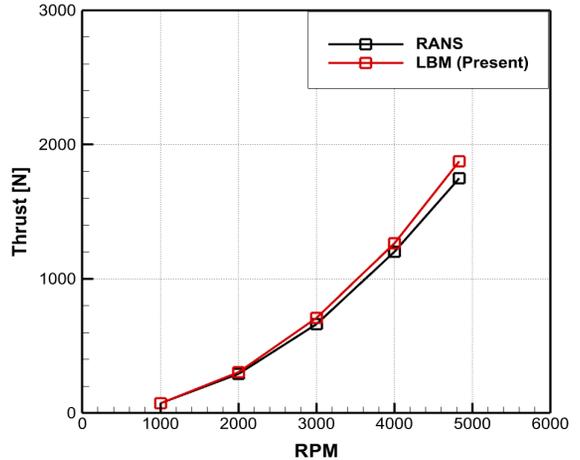
및 분석을 위해 추력, 토크 등의 공력 데이터는 5° 간격으로, 소음 해석을 위한 데이터는 0.2° 간격으로 확보하였다.

덕티드 팬 시스템의 소음 전파 방향성을 확인하기 위해 방위각(Azimuth angle, ϕ)과 고도각(Elevation angle, θ)에 따라 Fig. 7과 같이 마이크로폰을 배치하였다. 소음원을 중심으로 15R(6 m) 지점에 22.5° 간격으로 방위각에 따라 5개, 고도각에 따라 9개의 마이크로폰을 위치시켰다.

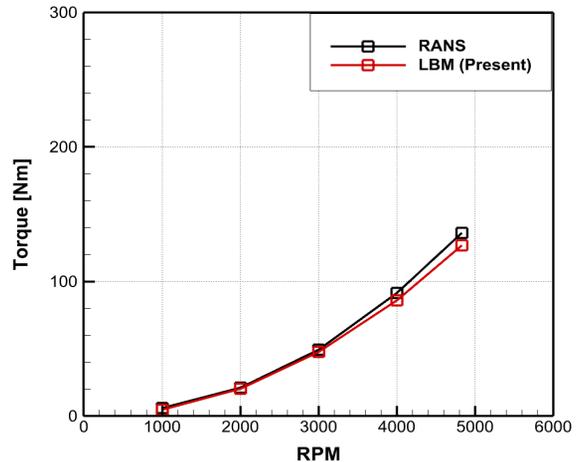
4. 전산 해석 결과

4.1 전산 해석자 검증

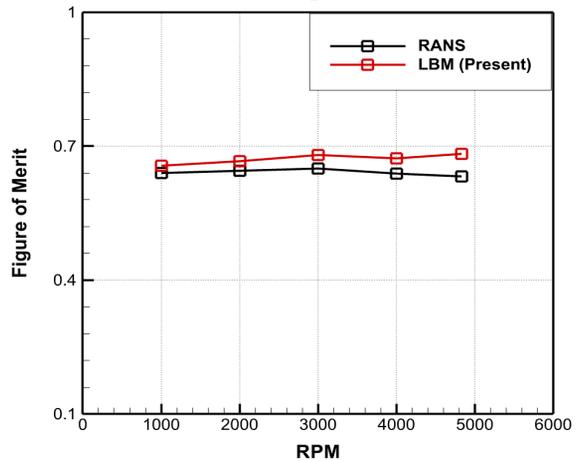
팁 간격에 따른 공력 및 소음 성능의 변화를 분석하기에 앞서 LBM 해석자의 검증 연구를 수행하였다. 프로펠러 회전 속도의 변화에 따른 덕티드 팬 전체 시스템의 공력 성능 예측 결과를 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식 기반의 전산 해석 결과와 Fig. 8에 비교하였다. 총 20회전 중 마지막 4회전 동안의 데이터를 평균화하여 다른 해석자의 결과와 비교하였다. 공력해석 결과의 수렴성은 시간에 따른 추력 변화를 통해 판단하였고, 초기 4회전 동안의 Transient한 특성을 제외하고 이후의 추력 성능은 충분히 수렴했음을 확인할 수 있었다. 덕티드 팬의 형상은 팁 간격이 1%일 때를 사용하여 회전속도는 1000, 2000, 3000, 4000, 4830 RPM을 기준으로 추력, 토크, FM의 값을 서로 비교하였다. 두 해석자 모두 RPM이 증가할수록 추력과 토크가 함께 증가하는 동일한 경향성을 확인할 수 있었으나, 최대 FM이 발생하는 회전속도는 각각 다르게 예측되었다. 결과적으로 추력, 토크, FM 모두 평균적으로 5% 이내의 오차를 보여 RANS 해석 결과와 유사한 결과를 도출할 수 있었지만, RPM 변화에 따라 LBM 해석이 RANS 해석에 비해 추력은 과대 예측, 토크와 FM은 과소 예측하는 경향성이 도출되었다. 이는 두 해석자 사이의 수치해



(a) Thrust



(b) Torque



(c) Figure of merit

Fig. 8 Comparison of the aerodynamic performance of ducted fan system depending on rotating speed

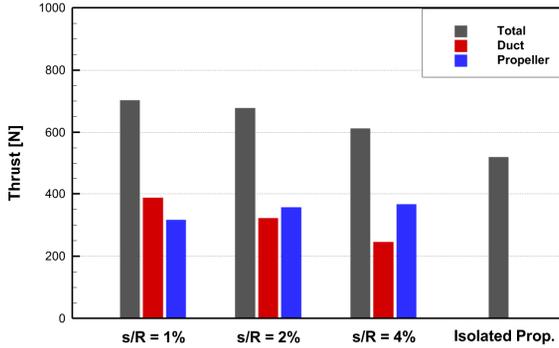


Fig. 9 Comparison of thrust contribution

석적인 방법론에 의한 차이뿐만 표면 경계층 해석, 난류 모델링 해석에서의 차이에 의한 것으로 판단된다. 이외에도 본 연구팀에서는 선형연구에서 로터 블레이드, 지면효과를 고려한 UAM 항공기에 대한 공력 성능에 대한 예측뿐만 아니라 로터-기체 상호작용에 대한 톤 소음 세기 및 방향성 비교를 통해 공력소음 예측에 대한 LBM 해석자의 검증을 수행했다 [26-29].

4.2 팁 간격에 따른 공력 성능 분석

덕트의 유무와 팁 간격 변화에 따른 제자리 비행 상태의 덕티드 팬의 공력 성능을 비교하였다. 팁 간격에 따른 추력의 변화를 Fig. 9에서 관찰할 수 있으며, 팁 간격이 1%인 경우 단일 프로펠러와 비교하여 전체 추력이 약 35% 정도 향상되는 것을 확인할 수 있었다. 팁 간격이 증가할수록 덕티드 팬의 전체 추력은 감소하는 모습을 보이며, 단일 프로펠러의 추력과 유사해지는 경향성이 나타났다. 팁 간격 변화에 따라 덕트와 프로펠러에서 발생하는 추력 기여도를 비교하였을 때, 팁 간격의 증가는 덕트의 추력을 감소시켰고 프로펠러의 추력을 증가시켰다. 프로펠러와 덕트 사이의 간격이 멀어질수록 프로펠러의 회전으로 인한 덕트의 유입속도는 감소하고, 이는 고정된 날개와 같이 “Ring Wing”이라고 불리는 덕트 자체에서 발생하는 추력을 감소시킨다. 또한, 덕트 유입속도의 감소는 프로펠러 회전면에 수직 방향으로의 유도속도를 감소시킨다. 이에 따라 프로펠러의 유효받음각은 증가하게 되고 결과적으로 프로펠러에서 발생하는 추력은 증가한다. 팁 간격 변화에 따른 덕트 내 유입속도의 영향과 블레이드 스캔 방향으로의 추력 분포는 Fig. 10과 Fig. 11에서 각각 확인할 수 있다. Fig. 10에서 팁 간격이 감소할수록 덕트 림 부근에서 강한 세기의 유입속도를 관찰할 수 있으며, Fig. 11에서 프로펠러의 추력 감소를 확인할 수 있다. 덕트 유입속도의 영향을 받지 않는 단일 프로펠러의 경우 덕트로 인한 팁에서 추력 감소

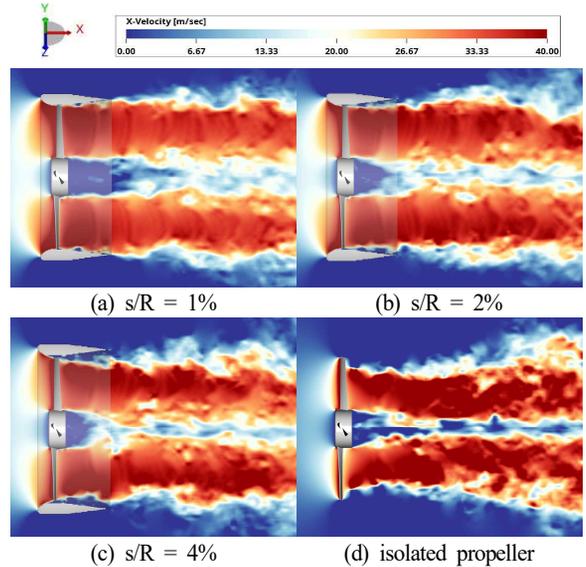


Fig. 10 Axial velocity contour along propeller wake

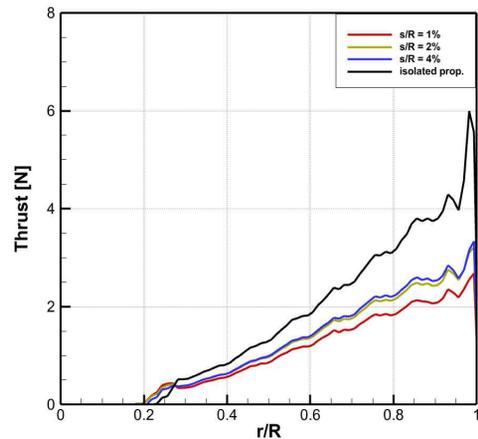


Fig. 11 Comparison of sectional blade thrust

가 발생하지 않으며 가장 높은 블레이드 추력을 확인할 수 있다. 또한, Fig. 10에서 팁 간격이 증가할수록 유동이 덕트의 안쪽 면을 따라 흐르지 못하고 덕트 림 부근에서부터 박리되는 것을 관찰할 수 있고, 이는 결과적으로 덕트에서 발생하는 추력을 감소시킨다.

Fig. 12와 13에서는 각각 팁 간격에 따른 프로펠러와 덕트의 표면 Static Pressure를 도시하였다. Fig. 12를 통해 덕트 유입속도로 인해 형성된 저압의 공기 흡입 영역을 확인하였고, 이는 덕트 자체에서 추력 발생을 유발한다. 또한, 팁 간격의 변화로 인해 덕트 안쪽 면에서 블레이드 팁이 덕트를 통과할

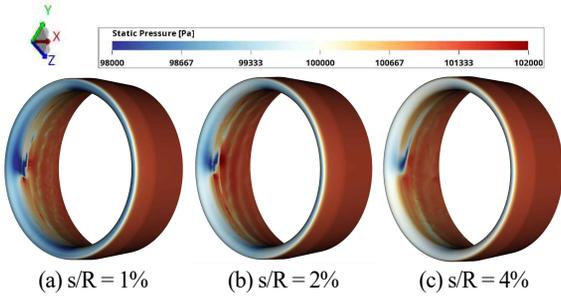


Fig. 12 Comparison of static pressure on the duct surface

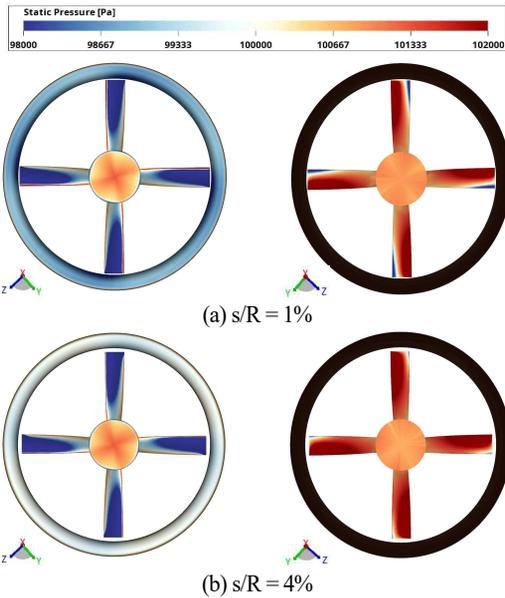


Fig. 13 Static pressure contours on suction side (left) and pressure side (right) of the propeller surface

때의 표면과 통과하지 않는 표면에서 뚜렷한 압력 차이를 확인할 수 있다. 팁 간격이 증가할수록 덕트 립 표면에서 압력이 증가하는 것을 확인할 수 있으며 이는 Fig. 10과 같이 덕트 유입속도의 차이에 의한 것으로 판단된다. 덕트의 입구 영역의 압력 증가는 결과적으로 덕트에서 발생하는 추력을 약하게 만들고 Fig. 9과 같이 덕트의 추력 기여도를 낮추었다. Fig. 13에서는 팁 간격에 따른 블레이드의 윗면과 아랫면의 표면 압력 차이를 표현하였다. 팁 간격이 증가할수록 Pressure side에서 블레이드 팁의 표면 압력은 증가하며 Suction side와의 압력 차이는 크게 나타났다. 이는 프로펠러의 추력이 증가하는 것을 의미하며 Fig. 9의 결과와 일치한다.

Fig. 14은 팁 간격에 따른 동력 변화를 비교하였다. 팁 간격이 증가할수록 동력은 증가하는 경향성을 보여주며, 단일

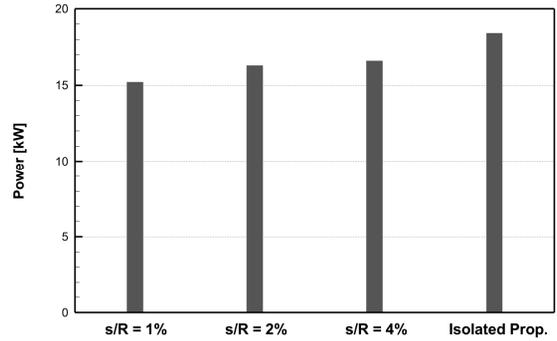


Fig. 14 Comparison of power output depending on tip clearance

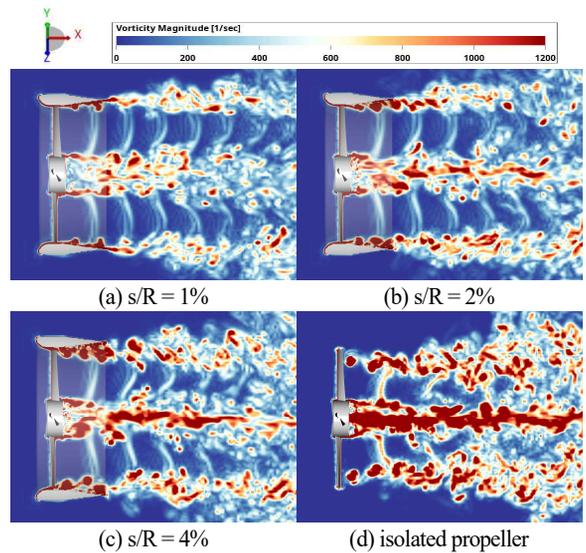


Fig. 15 Comparison of the vorticity magnitude contour depending on tip clearance

프로펠러의 동력은 $s/R = 1\%$ 보다 약 21% 높게 나타났다. 팁 간격이 증가할수록 덕트의 영향성은 감소하여 프로펠러의 추력과 함께 토크가 증가하였고, 그에 따라 전체 동력이 증가한 것으로 분석되었다. 또한, 제자리 비행 효율을 나타내는 FM을 비교하였을 때, 팁 간격의 증가에 따라 프로펠러 추력이 감소하여 FM은 $s/R = 1\%$ 의 경우를 기준으로 $s/R = 2\%$ 일 때는 약 12% 감소하였고, $s/R = 4\%$ 일 때는 약 26% 감소하였다. 이를 통해 팁 간격의 증가는 전체 시스템의 추진 효율을 낮추는 것으로 판단된다.

4.3 팁 간격에 따른 유동장 분석

팁 간격의 변화에 따른 덕트와 프로펠러 사이의 간섭 효과와 해당 효과가 후류 구조의 발달에 미치는 영향을 분석하기

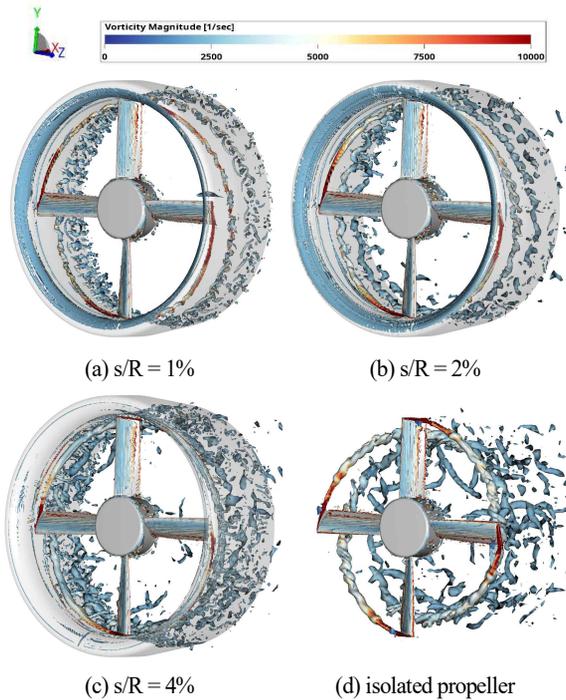


Fig. 16 Wake structures visualized with λ_2 iso-surfaces colored by vorticity magnitude

위해 Fig. 15에서 와도장을 비교하였다. 덕트가 없는 단일 프로펠러의 경우 블레이드 팁과 허브에서부터 강한 세기의 와도를 갖는 후류가 발달하는 것을 확인할 수 있지만, 팁 간격이 감소할수록 상대적으로 와도의 세기 감소는 뚜렷하게 나타났다. 이는 덕트로 인해 유입류는 덕트 흡입구의 블레이드 팁 부근으로 집중되었고 팁에서 발달한 강한 세기의 끝단 와류는 생성됨과 동시에 인접한 덕트와의 간섭으로 인해 와도의 세기가 급격하게 감소한 것으로 판단된다. 반면, 팁 간격이 증가할수록 블레이드 팁과 허브에서 발생하는 후류의 와도 크기는 증가하였다. 결과적으로 $s/R = 4\%$ 일 때에는 블레이드 팁에서 발생하는 와도의 세기가 단일 프로펠러와 유사한 것으로 보아 덕트와의 간섭 효과로 끝단 와류의 세기 감소가 크지 않는 것으로 판단된다.

팁 간격 변화에 따른 후류 구조 발달과 와도장의 변화는 Fig. 16을 통해서도 확인할 수 있다. Fig. 16에서는 팁 간격의 변화에 따른 후류 구조를 Λ_2 Vortex Criterion을 적용한 Iso-surface 형태를 통해 나타내었고, 이를 통해 프로펠러 끝단에서 발달하는 나선형 형태의 후류 구조를 확인할 수 있다. 와도의 세기는 블레이드 끝단에서 가장 높게 나타나며 후류가 하류 방향으로 전파될수록 약해지며 소산되는 것을 관찰할 수 있었다. 또한, 팁 간격이 증가할수록 후류의 구조는 단

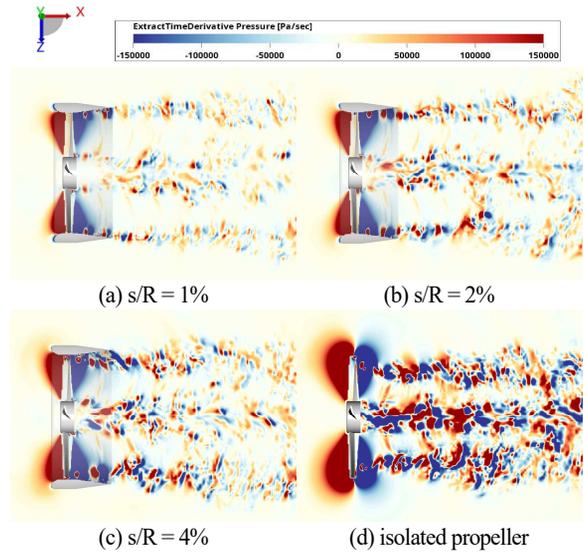


Fig. 17 Comparison of instantaneous sound pressure contour depending on tip clearance

일 프로펠러와 유사해진다.

4.4 팁 간격에 따른 소음 비교

Fig. 17은 팁 간격에 따른 덕티드 팬의 Time Derivative Pressure를 표현하였으며 해당 Contour 비교를 통해 팁 간격에 따른 소음 발생 및 전파 방향성을 확인하였다. 덕트가 존재하지 않는 단일 프로펠러의 경우, 표면에서 강한 크기의 이극자 소음원과 후류에서 발생하는 불규칙한 난류 소음원을 확인하였다. 이에 반해 덕티드 팬의 경우 방사되는 소음이 다소 약하게 나타나며 이는 Duct Shielding 및 Tip Vortex 감소 효과 때문으로 판단된다. 팁 간격이 증가할수록 프로펠러 표면의 하중 소음과 후류의 난류 소음이 강하고 선명해지는 모습을 관찰하였다.

다음은 팁 간격에 따른 Overall Sound Pressure Level (OASPL)의 변화를 가청주파수를 고려하여 A-weighted 값으로 비교하였다. 제자리 비행 조건이므로 방위각 변화에 따른 OASPL 소음은 0.5 dBA 내외로 거의 없는 것으로 나타났다. $s/R = 1\%$ 일 때 약 77 dBA로 가장 낮은 소음의 크기를 보였고 팁 간격이 증가할수록 소음의 크기는 함께 증가하여 $s/R = 4\%$ 의 경우 약 81 dBA로 나타났다. 단일 프로펠러의 경우 $s/R = 4\%$ 일 때보다 높은 약 84 dBA로 예측되었다. 이는 Fig. 17에서 고찰하였듯이 덕트를 적용함으로써 얻을 수 있는 Duct Shielding 효과로 인해 소음이 저감되었음을 정량적으로 확인할 수 있었다. 고도각 변화에 따른 OASPL 소음의 변화는 Fig. 18에 나타내었다. 앞서 고찰한 방위각 변화와 동일하게

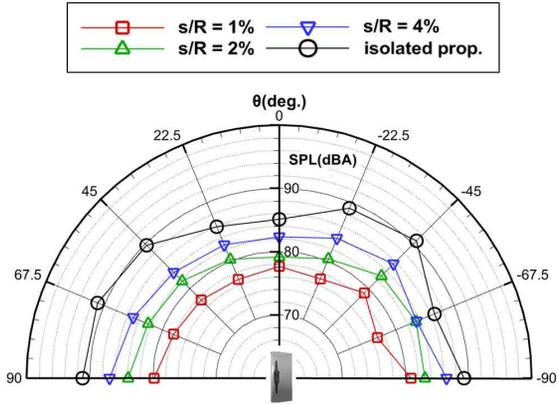


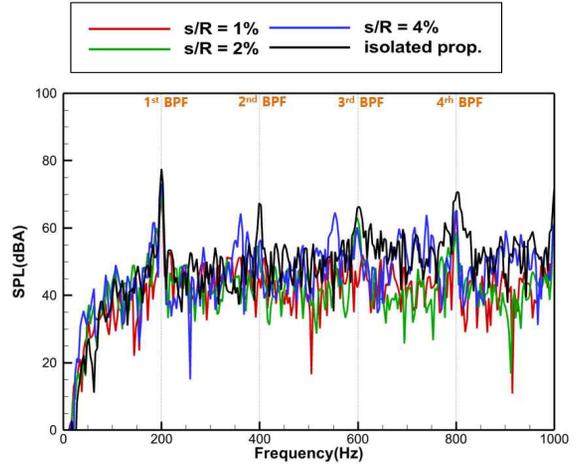
Fig. 18 Comparison of A-weighted OASPL with elevation angle

모든 각도에서 $s/R = 1\%$ 의 경우 가장 낮은 SPL이 나타났고 팁 간격이 증가할수록 전체적으로 소음이 증가하는 경향을 보였다. 팁 간격이 변할 때마다 평균적으로 약 3 dBA의 SPL 변화가 나타났으며 단일 프로펠러의 경우 약 88 dBA로 $s/R = 1\%$ 의 경우보다 약 10 dBA가 증가하는 것을 확인하였다.

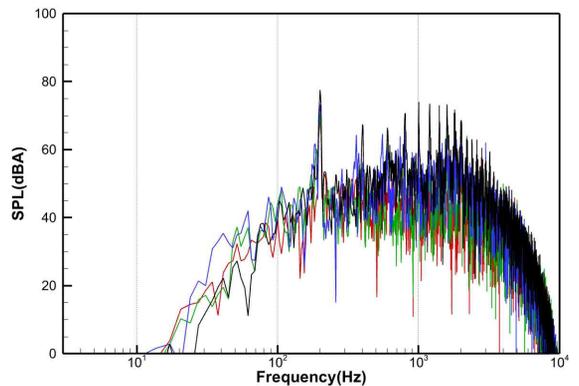
팁 간격에 따라 변화하는 소음의 크기를 자세히 고찰하기 위하여 특정 각도에서의 소음 스펙트럼을 Fig. 19을 통해 관찰하였다. Fig. 19(a)에서 톤 소음에 해당하는 BPF의 고조파 성분과 Fig. 19(b)에서 Tip Vortex로 인해 발생하는 광대역 소음을 확인할 수 있다. 톤 소음 영역의 1st BPF에서 단일 프로펠러의 SPL이 가장 높게 나타났으며 팁 간격이 감소할수록 SPL은 낮아졌다. 이는 먼저 Fig. 10과 Fig. 11을 통해 팁 간격의 감소는 프로펠러의 공력을 감소시켰고 프로펠러 표면에서 발생하는 두께소음과 하중소음의 크기가 낮아진 것으로 판단된다. 또한, 블레이드 스펜 방향의 Duct Shielding 효과로 인해 소음이 저감되었다고 판단된다. 광대역 소음 영역에서는 팁 간격이 감소할수록 SPL이 낮게 나타나는 것을 확인하였다. $s/R = 1\%$, $s/R = 2\%$ 의 경우 비슷한 경향을 보였고 $s/R = 4\%$ 의 경우와 단일 프로펠러의 경우 비슷한 경향이 나타났다. 이는 Fig. 15에서 팁 간격이 작을수록 Tip Vortex가 감소하였고 $s/R = 4\%$ 일 때 단일 프로펠러와 유사하게 높은 Tip Vortex가 관찰되는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 팁 간격이 증가할수록 톤 소음 영역과 광대역 소음 영역 모두 소음의 세기가 증가하는 것을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 팁 간격의 변화에 따른 제자리 비행 조건에서 덕티드 팬의 공력 및 소음 성능에 관한 전산 해석을 수행



(a) Tonal noise



(b) Broadband noise

Fig. 19 Acoustic spectra at the elevation angle(θ) of -22.5°

하였다. 유동 해석을 위해 LBM 기법을 사용하였고 소음 해석은 투과면 기법을 적용한 FW-H 음향상사법을 사용하였다. 팁 간격은 $s/R = 1\%$, 2% , 4% 에서 연구를 수행하였고, 단일 프로펠러와의 비교를 통해 덕트 유무에 따른 공력 및 소음 특성 차이도 분석하였다. 회전축 방향의 속도장을 통한 덕트 립에서의 유입속도와 덕트 표면의 압력장을 관찰하여 팁 간격에 따른 덕티드 팬의 추력 기여도를 확인하였고 동력 또한 비교하였다. 덕티드 팬의 와도장 분석을 통해 팁 간격이 증가할수록 블레이드 Tip Vortex도 증가하는 것을 확인하였고 이는 난류로 인한 광대역 소음을 증가시켰다. 팁 간격에 따른 Time Derivative Pressure Contour를 분석하여 소음의 전파 방향성을 확인하였고, 방위각을 기준으로 OASPL을 관찰하여 Duct Shielding 효과를 확인하였다.

본 연구를 통해 팁 간격이 덕티드 팬의 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 확인하였다. 덕티드 팬은 전체 추력을 증가

시키고 소음을 저감시키는 효과가 있지만, 틱 간격에 따라서 오히려 단일 프로펠러보다 공력 및 소음 성능을 저하시킬 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 덕티드 팬을 설계할 때 틱 간격은 중요한 파라미터로 작용할 수 있고 다양한 틱 간격에 대한 실험 및 전산 해석을 통해 적절한 틱 간격이 고려되어야 한다. 본 연구에서는 틱 간격에 따른 덕티드 팬에서 발생하는 소음을 고려하였지만, 향후 연구에서는 비투과면 기법을 사용하여 프로펠러와 덕티드에서 발생하는 소음을 구분하여 예측할 계획이다. 또한, 덕티드 팬을 푸셔 프로펠러로 사용하여 동체와의 상호작용을 분석하여 전기제 단위의 소음 해석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다 (NRF-2017R1A5A1015311, NRF-2021R1C1C1010198). 본 연구는 연구개발특구진흥재단의 '지역 혁신 메가프로젝트' 사업으로 수행되었습니다(과제명: 수소연료전지 기반 하이브리드 분산 전기추진 시스템을 활용한 커뮤터기 기술, 과제번호: 2023-DD-UP-0026).

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the KSCFE 2023 Spring conference, Busan, May 10-12, 2023.

References

- [1] 2006, Leishman, G.J., "Principles of Helicopter Aerodynamics," *Cambridge University Press*.
- [2] 2008, Pereira, J.L., "Hover and Wind-tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design," *University of Maryland, College Park*.
- [3] 2021, Zhang, T. and Barakos, G.N., "High-fidelity Numerical Analysis and Optimisation of Ducted Propeller Aerodynamics and Acoustics," *Aerospace Science and Technology*, Vol.113, 106708.
- [4] 2013, Yilmaz, S., Erdem, D. and Kavsaoglu, M., "Effects of Duct Shape on a Ducted Propeller Performance," *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*.
- [5] 2015, Sheng, C., Zhao, Q. and Bi, N.P., "Numerical Investigations of Ducted Fan Hover Performance for Fan-In-Wing Applications," *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*.
- [6] 2021, Cao, C., Zhao, G., Zhao, Q. and Wang, B., "Numerical Investigation and Optimization for Interior Duct Shape of Ducted Tail Rotor," *Aerospace Science and Technology*, Vol.115, 106778.
- [7] 2008, Wallin, F., Arroyo Osso, C. and Johansson, T.G., "Experimental and Numerical Investigation of an Aggressive Intermediate Turbine Duct: Part 1-Flowfield at Design Inlet Conditions," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.
- [8] 2019, Shukla, D. and Komerath, N., "Rotor - Duct Aerodynamic and Acoustic Interactions at Low Reynolds Number," *Experiments in Fluids*, Vol.60, No.20, pp.1-14.
- [9] 2015, Tao, Z.H.U. and Thomas H.CAROLUS, "Experimental and Numerical Investigation of Tip Clearance Noise of an Axial Fan Using a Lattice Boltzmann Method," *Conference paper: FAN*.
- [10] 1958, Taylor, R.T., "Experimental Investigation of the Effects of some Shroud Design Variables on the Static Thrust Characteristics of a Small-Scale Shrouded Propeller Submerged in a Wing," *No. NACA TN 4126*.
- [11] 1968, Black, D. and Rohrbach, C., "Shrouded Propellers-A Comprehensive Performance Study," *5th Annual Meeting and Technical Display*.
- [12] 2004, Martin, P. and Tung, C., "Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV," *60th Annual Forum of the American Helicopter Society*.
- [13] 2014, Akturk, A. and Camci, C., "Tip Clearance Investigation of a Ducted Fan Used in VTOL Unmanned Aerial Vehicles-Part I: Baseline Experiments and Computational Validation," *Journal of Turbomachinery*, Vol.136, 021004.
- [14] 1978, Longhouse, R.E., "Control of Tip-Vortex Noise of Axial Flow Fans by Rotating Shrouds," *Journal of Sound and Vibration*, Vol.58, No.2, pp.201-204.
- [15] 1986, Fukano, T., Takamatsu, Y. and Kodama, Y., "The Effects of Tip Clearance on the Noise of Low Pressure Axial and Mixed Flow Fans," *Journal of Sound and Vibration*, Vol.105, No.2, pp.291-308.
- [16] 2004, Fukano, T. and Jang, C.M., "Tip Clearance Noise of Axial Flow Fans Operating at Design and Off-design Condition," *Journal of Sound and Vibration*, Vol.275, No.3-5, pp.1027-1050.
- [17] 2020, Luo, B., Chu, W. and Zhang, H., "Tip Leakage Flow and Aeroacoustics Analysis of a Low-Speed Axial Fan,"

- Aerospace Science and Technology*, Vol.98, 105700.
- [18] 2014, Kotapati, R.B., Shock, R. and Chen, H., "Lattice Boltzmann Simulations of Flows over Backward-Facing Inclined Steps," *International Journal of Modern Physics C*, Vol.25, No.1, 1340021.
- [19] 1998, Chen, S., and Doolen, G.D., "Lattice Boltzmann Method for Fluid Flows," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.30, No.1, pp.329-364.
- [20] 1954, Bhatnagar, P.L., Gross, E.P. and Krook, M., "A Model for Collision Processes in Gases. I. Small Amplitude Processes in Charged and Neutral One-Component Systems," *Physical Review*, Vol.94, No.3, pp.511-525.
- [21] 1998, Yakhot, V. and Orszag, S.A., "Renormalization Group Analysis of Turbulence. I. Basic Theory," *Journal of Scientific Computing*, Vol.1, No.1, pp.3-51.
- [22] 2003, Chen, H., Kandasamy, S., Orszag, S., Shock, R., Succi, S. and Yakhot, V., "Extended Boltzmann Kinetic Equation for Turbulent Flows," *Science*, Vol.301, No.5633, pp.633-636.
- [23] 1998, Teixeira, C.M., "Incorporating turbulence models into the lattice-Boltzmann method," *International Journal of Modern Physics C*, Vol.9, No.08, pp.1159-1175.
- [24] 2006, Chung, K., Lee, D.J. and Hwang, C., "Helicopter BVI Noise Prediction Using Acoustic Analogy and High Resolution Airloads of Time Marching Free Wake Method," *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol.16, No.3, pp.291-297.
- [25] 2019, Spalart, P.R., Belyaev, K.V., Shur, M.L., Kh Strelets, M. and Travin, A.K., "On the Differences in Noise Predictions Based on Solid and Permeable Surface Flow Williams -Hawkins Integral Solutions," *International Journal of Aeroacoustics*, Vol.18, No.6-7, pp.624-646.
- [26] 2021, Lee, H.J., Yang, J.Y., Myong, R.S. and Lee, H., "Aerodynamic Analysis of Rotor Blade in Hovering and Forward Flight Using Lattice-Boltzmann Method," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.26, No.4, pp.115-124.
- [27] 2022, Yang, J.Y., Lee, H.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.26, No.4, pp.115-124.
- [28] 2022, Kim, E.M., Yang, J.Y., Lee, H.J., Kang, M.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-Airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.50, No.9, pp.599-608.
- [29] 2023, Kim, E.M., Yang, J.Y., Lee, H.J., Kang, M.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Investigation of Airframe Shape Effect on Rotor-Airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.28, No.1, pp.103-113.