



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

멀티로터형 비행체의 프로펠러 소음
불확도 정량화 및 능동 소음 제어

Uncertainty Quantification and Active Noise Control
of Propeller Noise for Multirotor-type Aerial Vehicle

2023 년 2 월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김 동 욱

멀티로터형 비행체의 프로펠러 소음 불확도 정량화 및 능동 소음 제어

Uncertainty Quantification and Active Noise Control of
Propeller Noise for Multirotor-type Aerial Vehicle

지도교수 이 수 갑

이 논문을 공학박사 학위논문으로 제출함

2022 년 10 월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김 동 욱

김동욱의 공학박사 학위논문을 인준함

2022 년 12 월

위 원 장 : 李 旻 中

부위원장 : 李 樹 甲

위 원 : 심 창 우

위 원 : 곽 두 영

위 원 : 장 석 훈

초 록

멀티로터형 비행체는 일반적으로 프로펠러간의 회전속도 차이를 이용해 기체의 위치 및 자세를 제어한다. 자세 제어를 위한 프로펠러의 지속적인 회전속도 변화는 프로펠러 회전속도와 밀접하게 연관되어 있는 블레이드 통과 주파수(Blade Passing Frequency, BPF)성분의 지속적인 변화를 일으키며, 이에 따라 멀티로터형 비행체는 일정한 주파수의 BPF 성분이 지배적인 일반적인 단일 로터 회전익 기체와는 다른 소음 특성을 가지게 된다. BPF 성분의 지속적인 변화는 멀티로터형 비행체 소음의 주파수 및 진폭을 변조시킨다. 이러한 주파수 및 진폭 변조 특성으로 인해 멀티로터형 비행체의 소음은 수음자에게 높은 불쾌감을 줄 뿐만 아니라 예측 및 저감에도 어려움이 따르게 된다. 이에 본 연구에서는 불확도 정량화 기법을 사용하여 호버링 운행 중인 멀티로터의 프로펠러 소음을 예측하고, 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어에 따른 저감 성능을 시뮬레이션으로 예측함으로써, 멀티로터의 프로펠러 소음에 대한 시뮬레이션 기반 예측 및 저감 프로세스를 구축하였다.

멀티로터의 프로펠러 소음을 예측하기 위해 본 연구에서는 호버링 운행 중인 멀티로터의 회전속도 및 SPL(Sound Pressure Level)을 확률변수로 가정하고 정량화하였으며, 회전속도 불확도 범위를 멀티로터의 최대 기울임 각에 따른 함수로 제시하였다. 또한 제시된 프로펠러의 회전속도 불확도를 실험을 통해 전파시킴으로써, 프로펠러의 회전속도 변화가 추력 및 소음에 미치는 영향을 정량화하였으며, 확률적 시뮬레이션을 이용해 불확도를 포함한 추력 및 소음 예측을 진행하였다. 실험 및 예측 결과 프로펠러가 일정한 추력 계수를 갖는 경우 프로펠러의 추력 및 SPL 불확도는 제시된 회전속도 범위 내에서 회전속도의 불확도와 비례하는 경향을 보였으며, 회전속도 불확도를 포함한 확률적 시뮬레이션을 통해 호버링 운행 중인 멀티로터 소음의 BPF 조화 성분을 일정부분 예측할 수 있었다.

또한, 확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동

소음 제어 시뮬레이션을 진행함으로써, 능동 소음 제어에 따른 프로펠러 소음 저감량 및 음장 변화를 예측하였다. 이를 위해 본 연구에서는 선형화된 오일러 식 기반의 전산공력음향학 및 FxLMS(Filtered-x Least Mean Square) 알고리즘을 기반으로 가상제어기 기반 능동 소음 제어 시뮬레이션을 제작하였으며, 덕트 및 3차원 음향학적 열린공간에 대한 시뮬레이션을 통해 음장 예측 성능 및 소음 저감 성능을 예측하고 실험을 통해 검증하였다. 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어 시뮬레이션은 확률적 시뮬레이션으로 예측된 BPF 소음에 대해 진행하였으며, 에러마이크 위치에 따른 소음 저감 성능을 예측하고 실험을 통해 검증하였다. 또한, 시뮬레이션을 통해 능동 소음 제어에 따른 프로펠러 소음의 음장 변화 및 제어기 성능에 따른 소음 저감 성능 변화에 대해 예측하였다.

결론적으로 본 연구에서는 불확실성 정량화를 통해 멀티로터 운행중 발생하는 프로펠러 소음을 예측하였으며, 예측된 프로펠러 소음에 대한 시뮬레이션으로 능동 소음 제어에 따른 저감 성능을 예측함으로써, 프로펠러 설계단계부터 호버링 운행 중인 멀티로터의 프로펠러 소음에 대한 예측 및 저감이 가능한 시뮬레이션 기반 설계프로세스를 구축하였다.

주요어 : 멀티로터, 불확도 정량화, 능동 소음 제어, 프로펠러 소음, 확률적 시뮬레이션, 프로펠러
학 번 : 2018-34082

목 차

1. 서 론	1
1.1. 연구의 배경 및 필요성	1
1.2. 연구의 목적	11
1.3. 논문의 구성	14
2. 멀티로터 호버링 운행에 따른 프로펠러 소음 불확도 정량화 15	
2.1. 멀티로터 소음 불확도 정량화 프로세스	15
2.2. 멀티로터 소음 불확도 정량화.....	34
2.3. 프로펠러 소음 불확도 정량화.....	41
3. 능동 소음 제어 시뮬레이션 개발	63
3.1. 능동 소음 제어 시뮬레이션 방법.....	63
3.2. 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증 방법	68
3.3. 원통형 덕트 내 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증	71
3.4. 3차원 공간 내 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증	83
4. 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통한 프로펠러 소음 저감.....	94
4.1. 프로펠러 소음 저감을 위한 능동 소음 제어 시뮬레이션.....	94
4.2. 능동 소음 제어 시뮬레이션 소음원 모델링	97
4.3. 능동 소음 제어 시뮬레이션에 따른 저감 성능 예측	104
5. 결론.....	112
5.1. 요약 및 결론.....	112
5.2. 연구의 의의 및 한계	114
참고문헌.....	116

Abstract 128

표 목차

[표 2.1] Specification of the multirotor.....	16
[표 4.1] 1st BPF SPL change at error mic according to ANC operation.....	101
[표 4.2] 1st BPF SPL change at validation mic according to ANC operation	107

그림 목차

[그림 1.1] Propeller noise uncertainty quantification and ANC process	13
[그림 2.1] Multirotor propeller noise uncertainty quantification Process	15
[그림 2.2] Multirotor and propeller experimental setup	17
[그림 2.3] Measured sound pressure in frequency domain around 1st BPF	22
[그림 2.4] Uncertainty propagation process	24
[그림 2.5] Propeller noise stochastic simulation process	25
[그림 2.6] A thin lifting surface with wake panels	27
[그림 2.7] Comparison of vortex lattice model and constant vorticity contour wake model	28
[그림 2.8] Moving surface with shape function	29
[그림 2.9] Quadrature points in 2D	32
[그림 2.10] Experimentally measured multirotor noise spectrum highlighting BPF Harmonics with 40% confidence interval ...	36
[그림 2.11] Automatic multirotor experimental results distribution function with CDF of normal distribution	37
[그림 2.12] Relation of RPS variation and the multirotor motion	40
[그림 2.13] Comparison of propeller experimental measurements in steady and stochastic condition	42
[그림 2.14] Comparison of SPL spectrum measured at 30 degree in steady and stochastic experiments with 40% confidence interval	43

[그림 2.15] Analytical CoV of SPL and thrust following to the CoV of RPS	49
[그림 2.16] Comparison of CoV of SPL change with respect to CoV of RPS at different angular location.....	50
[그림 2.17] Comparison of CoV of SPL change with respect to CoV of RPS at different mean RPS.....	51
[그림 2.18] Comparison of experimental and numerical prediction of propeller CoV of thrust and CoV of SPL	55
[그림 2.19] Comparison of experimental and stochastic simulation results with a 95% confidence interval when CoV of RPS is 3.5%	56
[그림 2.20] Frequency spectrum comparison of experimental and simulation results.....	57
[그림 2.21] Comparison of CoV of SPL of the multicopter and propeller at angular location of 30 degrees.....	59
[그림 2.22] Normalized SPL spectrum comparison of multicopter and propeller at 30 degree	62
[그림 3.1] Flow chart of the ANC simulation.....	67
[그림 3.2] Schematic diagram of the ANC system on duct ANC case.....	69
[그림 3.3] Schematic diagram of the ANC system on 3D open space.....	70
[그림 3.4] FFT results of the sound pressure in error microphone in the experiments and simulation with a different mesh size	72
[그림 3.5] Secondary path filter prediction results	73
[그림 3.6] Sound pressure change following the ANC operation	

in the duct.....	75
[그림 3.7] Frequency spectrum of the ANC simulation.....	76
[그림 3.8] Frequency spectrum of the tonal noise ANC with a sampling frequency of 1000 Hz.....	79
[그림 3.9] Sound pressure change following the ANC operation	80
[그림 3.10] Sound pressure reduction following the sampling frequency change.....	81
[그림 3.11] Secondary path filter of the open space case with speaker filter	83
[그림 3.12] 3D simulation of the open space with SISO ANC case	85
[그림 3.13] 2D simulation of the open space with SISO ANC case	87
[그림 3.14] Sound field change following the ANC operation	88
[그림 3.15] SPL difference following the decentralized ANC operation.....	90
[그림 3.16] ANC simulation results following the distance between the error microphone change	92
[그림 3.17] Decentralized ANC simulation and experiment results of optimized error mic distance.....	93
[그림 4.1] Propeller noise ANC system set-up	96
[그림 4.2] Frequency spectrum of stochastic simulation and ANC simulation at error mic position	98
[그림 4.3] Frequency spectrum according to ANC operation with each case	101
[그림 4.4] SPL contour according to ANC operation with error	

mic at 30 degree.....	106
[그림 4.5] Frequency spectrum during ANC operation according to the sampling frequency	110
[그림 4.6] SPL contour of 60 deg error mic case following the height.....	111

기호 및 약어

BPF	=	Blade Passing Frequency (Hz)
PWM	=	Pulse Width Modulation
RPS	=	Round Per Second
CoV	=	Coefficient of Variation
C_T	=	Thrust coefficient
L_j	=	Lagrangian polynomial
P	=	Sound pressure (Pa)
M	=	Mach number
ω	=	Angular speed (rad/s)
q	=	Unsteady mode number
T	=	Thrust (N)
τ	=	Torque (Nm)
φ	=	Roll angle
θ	=	Pitch/Tilt angle
ρ	=	Density (kg/m ³)
μ	=	Mean
σ	=	Standard deviation
ξ	=	Collocation points
u	=	x-axis velocity
v	=	y-axis velocity
w	=	z-axis velocity
SPL	=	Sound pressure level (dB)
P(n)	=	Primary Path Filter
W(n)	=	Adaptive Filter

$S(n)$	=	Secondary path filter
$d(n)$	=	Reference mic pressure
$y(n)$	=	Control speaker output
$e(n)$	=	Error mic pressure
ρ	=	Density (kg/m^3)
M	=	Mach number
Δt	=	time step size
Δx	=	x-axis grid size
Δy	=	y-axis grid size
Δz	=	z-axis grid size
Δr	=	radius-axis grid size
$\Delta \theta$	=	theta-axis grid size
F_s	=	Sampling Frequency
FxLMS	=	Filtered-x least mean square algorithm
d_{err}	=	Distance between ANC system

1. 서 론

1.1. 연구의 배경 및 필요성

멀티로터형 비행체는 일반적으로 전기를 동력원으로 사용하고 다수의 프로펠러로 운용되는 전기수직이착륙기(Electric Vertical Take Off and Landing, eVTOL) 형식의 기체를 통칭한다. 멀티로터형 비행체는 초기 군용 목적으로 개발된 멀티로터형 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)부터 차세대 운송기기로 다양한 연구기관에서 연구 중인 도심형 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 및 개인용 비행체(Personal Air Vehicle, PAV)까지 다양한 목적의 비행체가 제안되고 연구되고 있으며, 이 중 멀티로터형 무인항공기는 높은 기동성과 비교적 낮은 비용 등의 강점을 바탕으로 상용화 되어 현재에는 배송, 농업, 촬영 등 다양한 민간분야에서 활용되고 있다[1,2].

멀티로터형 무인항공기 활용이 증가됨에 따라 무인항공기 시장규모 또한 증가하고 있으며, 무인항공기 시장은 2021년 274억 달러로 추정된 바 있으며, 2026년에는 2배 이상으로 시장 규모가 팽창할 것으로 예측되고 있다[3]. 멀티로터형 무인항공기의 시장 팽창에 더불어 UAM 시장 또한 현대자동차, 에어버스 등 다양한 회사가 관심을 가지고 투자하고 있으며, 2030년을 기점으로 실행 가능한 시장(viable market)을 가질 것으로 예상되고 있다[3,4].

멀티로터형 무인항공기를 중심으로 멀티로터 타입 비행체의 활용이 증가됨에 따라 문제점들 또한 발생하고 있다. 멀티로터형 무인항공기에 의한 사생활 침해, 기체의 추락, 소음 등의 문제들이 곳곳에서 제보되고 있으며, 멀티로터 운용 중 발생하는 주거 지역 및 근접 지역에서 발생하는 소음 문제는 멀티로터형 무인항공기의 핵심적인 문제로 떠오르고 있다[2,3,5,6]. 이러한 소음 문제는 비단 멀티로터형

무인항공기뿐만이 아닌 멀티로터형 비행체 전반에 문제가 될 것으로 예상되며, 이에 성공적인 멀티로터형 비행체의 시장 안착을 위해서는 선행적으로 해결해야할 필요가 있다[1,3,4]. 소음은 시민들의 생활과 밀접한 관련이 있는 환경 공해 중 하나로써, 도로교통 소음, 항공기 소음 등과 같은 환경소음 문제는 전세계적으로 심각한 공해로 인지되고 있으며, 이에 따라 WHO(World Health Organization)에서도 소음 관련 가이드라인을 발표하고 있다[7,8]. 이에 다양한 연구기관에서 멀티로터형 비행체의 소음 관련 연구를 진행하고 있으며[1-3, 9-12], 특히, 현재 성공적으로 시장에 안착한 멀티로터형 무인항공기를 중심으로 멀티로터형 비행체에 대한 소음 연구가 활발히 진행되고 있다[9-12].

멀티로터형 비행체는 분산 전기 추진(Distributed Electric Propulsion) 시스템을 이용해 프로펠러 각각의 회전속도를 제어하여 자세를 제어하고 운행되기에 일반적인 회전익 항공기와 다르게 회전속도 변화에 따른 주파수 및 진폭 변조 특성이 나타난다[1]. 이러한 멀티로터형 비행체의 소음 특성으로 인해 멀티로터형 무인항공기는 개발 초기에 ‘드론(Drone)’으로 명명되기도 하였다. 멀티로터의 ‘드론’과 같은 소음 특성은 멀티로터 운행 중 주변 지역의 수음자들이 높은 불쾌감의 소음공해를 겪는 원인이 된다. 이에 멀티로터 소음과 수음자의 불쾌감 관련 연구가 다양한 연구기관에 의해 진행되고 있다[2,5,9,10].

Christian 등은[9] 소형 무인 항공 시스템(small Unmanned Aerial System, sUAS)와 도로 차량의 소음 응답 차이를 조사한 결과 동일한 음압 레벨(Sound Pressure Level, SPL)에서 도로 교통 소음으로 인한 불쾌감보다 멀티로터 소음으로 인한 불쾌감이 더 높다는 연구결과를 발표하였으며, 여러 다른 연구자들 또한 멀티로터 소음이 다양한 심리 음향 지표에서 도로교통소음보다 더 높은 값을 가지는 것으로 발표하였다[2,5,9,10]. 이에 멀티로터형 무인항공기의 소음 특성 분석 및 저감 관련 연구 또한 NASA 등을 비롯한 다양한 연구기관에서 진행 중이다[11-12].

Zawodny 등은[12] 다양한 조건에서 sUAS의 소음을 실험 및 수치 해석 기법을 사용하여 분석하였으며, Cabell 등은[13] 고정익 무인항공기, 내연기관형 무인항공기 및 멀티로터형 무인항공기를 대상으로 호버링 및 전진 비행 조건에서의 작동 소음을 실험적으로 측정하였으며, 각기 다른 기체들의 소음 특성을 분석함으로써, sUAS에서 발생하는 소음의 특성을 파악했다. Cabell 연구팀 등에 따르면 멀티로터형 sUAS에서 발생하는 소음의 스펙트럼 특성은 프로펠러의 BPF (blade Passing Frequency) 하모닉스에 큰 영향을 받는 것으로 나타났으며, 비정상상태의 소음 특성을 보였다. 이는 멀티로터 운행 중 발생하는 프로펠러의 회전속도 변화로 인해 발생한 비정상상태의 유동이 주파수 변조 특성을 포함한 비정상상태의 음향 특성을 유도하기 때문이다 [2,10-13].

이렇듯 멀티로터형 비행체의 운행에 따른 소음 문제를 해결하기 위해서는 멀티로터의 주 소음원을 분석하고 저감할 필요가 있다. 선행 연구들에 따르면 멀티로터의 소음은 주로 추진 시스템에서 발생하며, 이중 회전속도가 변화하는 프로펠러의 소음이 지배적으로 나타났다 [1-3,10-13]. 따라서, 멀티로터의 소음 저감을 위해선 멀티로터 소음 중 지배적인 성분인 프로펠러 소음에 대한 분석 및 저감방안에 대한 연구가 필요하며, 프로펠러의 회전속도 변화에 따른 추력 및 소음의 변동에 대한 분석 또한 필요하다. 이에 본 연구에서는 ① 멀티로터형 비행체의 프로펠러 소음 분석과 관련된 선행 연구들을 살펴보았으며, ② 능동 소음 제어 관련 연구에 대해 살펴보므로써, 능동 소음 제어 시스템을 이용한 프로펠러 소음 저감에 대한 가능성을 살펴보았다.

1.1.1. 멀티로터형 비행체의 프로펠러 소음 분석

멀티로터 프로펠러의 음향학적 특성에 대한 관심이 증대됨에 따라 프로펠러 각각의 부품과 관련된 연구 또한 증가하고 있다. Cabell 등은 멀티로터의 프로펠러와 주파수 변조 특성 간의 관계에 대한 실험적

연구를 진행하였으며, 프로펠러의 수가 감소할수록 주파수 변조 특성이 증가함을 실험적으로 보였다 [13, 14]. Tinney 등은 무향실 내에서의 실험을 통해 블레이드의 길이와 블레이드 간 거리가 멀티로터 소음에 미치는 영향을 분석하였으며, 고주파수 영역에서는 블레이드 외의 부품(모터 및 Electronic Speed Controller (ESC))에 의해 발생하는 소음 성분 또한 블레이드에 의해 발생하는 소음만큼 멀티로터 소음에 미치는 영향이 크다는 것을 보였다[15].

이에 모터 및 ESC에 의한 소음 분석을 위해 Henderson 등은 브러시리스 모터의 진동 모드 분석을 진행하였으며, 모터의 진동 모드와 모터에서 방출되는 소음 간의 상관관계를 보였다[16]. 또한 McKay 등은 모터를 케이스에 가둬 모터의 소음이 방출되지 않는 상태에서의 프로펠러 실험을 통해 프로펠러 소음에서 모터 소음이 미치는 영향을 정량화하였다[17]. 또한 기체와의 상호작용[18], 프로펠러-프로펠러 상호작용[19] 및 프로펠러의 수[13]가 BPF 고조파 성분에 미치는 영향에 대한 실험 및 수치 해석적 연구들 또한 진행된 바 있다.

프로펠러의 블레이드에서 발생하는 소음은 멀티로터의 주요 소음원으로 블레이드에 대한 연구는 공기역학측면과 공력소음 측면 각각에 대해 다양하게 이루어지고 있다[20-22]. 블레이드에 의해 발생하는 소음에 대한 연구는 낮은 정확도를 갖는 스케일링 법칙부터 높은 정확도를 갖는 블레이드의 공기역학(패널 방법, 블레이드 요소 분석 및 CFD) 기반 음향상사 기법 및 그 외의 기법에 이르기까지 다양한 방법으로 연구가 진행되어왔다[20, 23, 24]. Hubbard [23] 및 Aravamudan 등[24]은 블레이드 소음의 톤 성분을 효율적으로 예측하기 위해 스케일링 방법을 제안하였다. 그들은 블레이드 끝단의 마하 수와 음압 사이의 상관 관계를 제시하였으며, 이를 통해 프로펠러에서 발생하는 소음을 예측했다. 또한, Zawodny 등[20]은 낮은 fidelity의 시뮬레이션을 통해 블레이드에서 발생하는 톤 소음 성분을 예측한 바 있다.

앞서 살펴본 바와 같이 멀티로터의 톤소음 성분에 대한 연구는 다양한

연구자들에 의해 진행되었으나, 대부분의 연구가 회전속도가 일정한 프로펠러에 대하여 수행되어왔다. 그러나 일반적인 멀티로터는 운행 중 프로펠러간 회전속도의 차이를 이용하여 자세를 제어하며, 이에 따라 멀티로터 운행 중 각각의 프로펠러들은 지속적으로 각속도가 변화하게 된다. 이러한 각속도의 변화는 프로펠러에 비정상하중을 가할 뿐만 아니라 멀티로터의 BPF 하모닉스 소음 성분에도 큰 영향을 줌이 선행 연구를 통해 알려진 바 있다[1, 2, 6, 25-27].

블레이드에 가해지는 비정상 하중에 따른 소음방사 특성 변화는 이론적으로 분석된 바 있다[28]. 프로펠러에 가해지는 작은 섭동은 프로펠러의 주파수 특성에 상당한 영향을 주며, 불안정한 블레이드 움직임은 비스듬한 유입류와도 관련되어 있다[29]. R. McKay 등은 각속도의 작은 변화가 멀티로터 블레이드의 톤 소음 성분을 증가시키는 것을 시뮬레이션과 실험을 통해 보였으며, 각속도의 변화가 BPF 고조파 소음에 미치는 영향을 분석하였다[30]. Zhong 등은 스케일링 법칙을 사용하여 단일 프로펠러 소음을 분석하였으며, 비정상적인 움직임이 고조파 소음 성분에 미치는 영향을 정량화하였다[31]. 또한, 프로펠러의 비정상적인 움직임은 후류를 교란시키며, 후류의 교란은 블레이드에서 발생하는 소음에 영향을 준다는 연구결과 또한 존재한다[27]. Chen 등은 지연된 후류 발달이 추력과 소음에 영향을 미친다는 것을 보인바 있으며[32], Bhagwat 등은 프로펠러의 평균 추력이 증가함에 따라 후류 안정성이 향상됨을 보이기도 하였다[33, 34]. 이렇듯 회전속도의 변화가 프로펠러의 공력성능 및 소음에 영향을 준다는 연구결과들이 존재하지만 멀티로터 내 프로펠러의 불안정한 블레이드의 움직임으로 인한 주파수 변조 및 진폭 변조 효과에 대한 정량화 관련 연구는 느리게 진행되고 있다. 각속도의 변화로 인한 주파수 변조 및 진폭 변조 특성은 멀티로터 소음의 불쾌감을 높이는 원인이 되기 때문에[2, 14-15], 멀티로터의 도심 운행에 따른 소음 문제를 완화하기 위해서는 프로펠러 각속도 변화가 멀티로터 소음에 미치는 영향에 대한 정량화하고 저감할 필요가 있다.

이에 본 연구에서는 각속도의 변화가 공력 성능 및 소음에 미치는 영향을 정량화하였다. 각속도는 일반적인 소형 멀티로터의 유일한 독립 변수로 운행 중 발생하는 외란에 대해 즉각적으로 회전속도를 변화시켜 제어를 진행하기 때문에 [30, 31], 운행 환경의 불확도는 각속도 불확도에 직접적인 영향을 미친다고 가정할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 호버링 중인 멀티로터의 운행에 따른 불확도를 각속도의 불확도로 정량화하였으며, 각속도의 불확도에 따른 단일 프로펠러의 추력 및 공력 소음의 불확도를 확률적 시뮬레이션 및 실험을 통해 정량화하였으므로, 불확도를 포함한 소음 예측을 진행하였다.

1.1.2. 능동 소음 제어를 통한 프로펠러 소음 저감

멀티로터 소음 저감을 위해선 앞서 언급하였던 바와 같이 비 블레이드 소음 성분과 프로펠러의 블레이드 소음 성분에 대한 저감이 필요하다. 이 중 비 블레이드 소음 성분인 모터와 ESC소음의 경우 모터의 진동 모드와 관련이 크기 때문에 모터에 Casing 혹은 ESC 시그널의 변화를 통해 저감가능하다 [16, 17]. 하지만 멀티로터의 블레이드에 의한 소음은 공기역학적 힘과 함께 발생하며, 유동장은 프로펠러 하부의 구조에 영향을 받는다. 하부 구조의 변화는 유동장 및 공력 성능에 영향을 주어 단순한 Casing과 같은 방식의 소음 저감엔 어려움이 따른다. 이에 따라, 프로펠러 소음 저감을 위해 디자인단계에서부터 서레이션 등을 통한 저소음 익형을 디자인 [3]하는 방법과 소음을 고려한 운행 절차를 제시하는 방법 혹은 능동 소음 제어를 통한 저감 방법들이 제안된 바 있다 [35].

이중 능동 소음 제어(Active Noise Control, ANC)는 목표 소음과 반대 위상을 갖는 동일한 진폭의 안티 노이즈를 사용하여 대상 소음을 저감시키는 소음 저감 기법으로써, 파동의 중첩 원리를 이용하여 소음을 저감하기 때문에 스피커가 적절하게 배치된 경우 저감 장치 설치에 따른 프로펠러의 유동장 교란을 최소화하며 프로펠러의 소음을 저감할 수

있고 전체적인 음장 저감이 가능해 프로펠러 소음 저감을 위한 매력적인 옵션으로 제시된 바 있다[35-39].

능동 소음 제어 시스템은 앞서 언급한 바와 같이 파동의 중첩 원리를 이용한 소음 저감 장치로써 Paul Leug[40]에 의해 처음 제안되었다. 하지만 제안된 당시에는 장비와 제어 기술이 부족해 능동 소음 제어 시스템을 구현하지 못하였으며, 1953년 Olson이 간단한 아날로그 증폭 회로를 사용하여 ANC 시스템을 구현함으로써, 능동 소음 제어를 통해 밀폐된 공간 및 덕트에 대한 소음 저감이 가능함이 알려지게 되었다[41]. 이후 적응형 알고리즘이 등장하고 DSP(Digital Signal Processors)가 발달함에 따라 전자장비를 통한 실시간 능동 소음 제어가 가능해졌고, 이에 능동 소음 제어에 대한 연구 또한 다양한 연구팀에 의해 활발히 진행되었다[38]. Burgess는 1981년 Filtered-x LMS(Least-Mean-Square) 알고리즘을 이용한 능동 소음 제어 시스템을 제안하였고[42], Roure는 덕트 내의 1차원 음파에 대해 능동 소음 제어를 통해 200~1800Hz 소음 성분에 대해 약 20dB의 소음 감소가 가능함을 보였다[43]. 능동 소음 제어 시스템을 통한 소음 저감과 관련된 연구는 연구 초기엔 능동 소음 제어를 적용하기 쉽고 높은 소음 저감 효과를 얻을 수 있는 덕트에 대해 집중적으로 진행되었으나, 본격적인 정보화 시대의 시작과 함께 능동소음제어에 대한 사람들의 관심이 급격히 늘어남에 따라 능동 소음 제어 시스템의 적용 범위 또한 급격히 확장되었다. 현재 능동소음제어는 성공적으로 상용화가 진행된 이어폰 및 헤드폰과 같이 작은 영역에 대한 소음 저감부터 발전소의 배기관의 소음기, 자동차 및 Saab 항공기의 객실 및 열린 공간에 대한 음장 제어와 같이 넓은 영역에 이르기까지 소음 저감이 필요한 영역에 전 방위적으로 사용되고 있다[39,44-48].

하지만 자동차 내부공간[49,50]이나 개방된 공간[39]에 대해 능동 소음 제어를 적용할 경우 넓은 제어 공간의 영향으로 인해 스피 오버와 같은 문제가 발생하고, 이에 따라 능동 소음 제어가 상대적으로 더디게 적용되고 있다. 그럼에도 불구하고 넓은 공간에 대한 능동 소음 제어

적용과 관련된 연구는 다양한 연구기관에서 진행되고 있으며, 현대자동차의 경우 차 벽면에 부착된 압전 센서와 TF-FxLMS 알고리즘을 이용함으로써, 탑승자 위치에서 소음을 줄일 수 있는 양산 가능한 ANC 시스템을 제작한 바 있다[51]. 능동 소음 제어는 음향학적 열린 공간에도 적용되고 있으며, 도로 교통 소음 저감을 위해 방음벽 상부에 능동 소음 제어 시스템을 장치하는 연구[52] 및 건물 환기 시 외부 소음 차단을 위해 창문에 설치되는 ANC 시스템[53]이 제안된 바 있다. 공간에 대한 능동 소음 제어의 수요가 증가됨에 따라 ANC 성능 예측 및 효율적인 ANC 시스템 설계에 대한 관심이 도전적인 문제로 대두되고 있다[38, 51]. 이에 능동 소음 제어 시스템의 성능을 최적화할 수 있는 배치를 찾기 위한 실험 기반 최적화 연구가 수행된 바 있다[54-56]. 또한, Callafon[57]은 에러 마이크 시그널 분석 모델과 실험 데이터를 기반으로 레퍼런스 마이크의 위치 최적화를 진행하였으며, Christian[58]은 실험 기반의 목적 행렬을 사용해 에러 마이크 위치에 따른 순위를 행렬로 제시하였다. 이렇듯 능동 소음 제어 시스템을 최적화하기 위해서는 제어 알고리즘 관련 연구뿐만 아니라 제어 공간 음장 예측과 관련된 연구 또한 필요하며 [39, 59], 특히 프로펠러와 같이 복잡한 소음 전파 특성을 갖는 소음원의 경우 능동 소음 제어 시스템 적용에 따른 음장 변화 예측이 필수적이다.

이에 능동 소음 제어에 따른 음장 변화 예측 관련 수치 해석적 기법 연구들을 살펴보면 다음과 같다. 초기의 수치 해석적인 능동 소음 제어 예측 기법은 능동소음제어가 진행되는 방의 모드 분석을 위해 진행되었으며[60], 음장 예측 기법이 발전함에 따라 능동 소음 제어의 작동에 따른 음장 변화 예측 관련 연구가 진행된 바 있다[61-64]. Adekani 등은 수학적으로 추정된 최적의 제어 스피커 출력을 이용하여 3차원 자유 음장 내 능동 소음 제어에 따른 음장 변화를 예측하였다[62]. Lam 등은 ANC 응용 프로그램에 따라 창에서 음장의 회절에 대한 연구를 최적의 출력으로 2차 소스가 있거나 없는 음장을 비교한 바 있으며, FEM(Finite Elements Methods) 시뮬레이션을

이용하여 제어 스피커 배열에 따른 성능을 평가하였다[64].

능동 소음 제어 작동에 따른 실내 음향의 변화에 대한 시뮬레이션의 경우 Zhang 등에 의해 Wavedomain 상에서 진행된 바 있다 [64]. 그들은 Image Source Method와 wavefront method를 이용해 얻은 Room Impulse Response(RIR)를 사용하여 음향 경로 필터를 예측하였고 실험을 통해 시뮬레이션을 검증했다[64-66]. Dimitris 등은 FDTD(Finite-Difference Time-Domain) 방법과 가상 마이크를 사용하여 실내의 100Hz 음원에 대한 FxLMS 알고리즘에 의한 능동 소음 제어 성능을 시뮬레이션으로 예측했다[67]. Sookpuwong과 Chompoo-inwai는 FDTD 방법으로 넓은 영역에 대해 MIMO FxLMS 알고리즘을 이용한 시뮬레이션을 진행하였으며, 시뮬레이션을 통해 ANC 시스템의 최적 배치를 찾는 연구를 진행하였다[68]. 제시된 선행연구들과 같이 능동 소음 제어에 따른 음장 변화 예측 관련 연구는 다양한 방식으로 진행된 바 있으나, 이전 연구들은 음장의 시간 차분과 능동소음제어의 시간 차분을 명확히 구분하지 않아 샘플링 주파수 변화에 따른 성능 예측 관련 연구를 진행하지 않았으며, 비교적 간단한 음장 예측 기법인 이미지 기법과 FDTD 기법을 사용함에 따라 프로펠러 소음과 같이 소스가 복잡한 움직임을 가지는 케이스에 대한 음장 예측은 기초적인 예측에 머물러 있다.

이에 본 연구에서는 복잡한 움직임을 갖는 소음원에 대한 해석이 가능한 CAA(Computational Aeroacoustics) 기법 중 Dispersion-Relation-Preserving(DRP) Scheme을 이용하여 음장 시뮬레이션을 진행하였으며[69], 음장의 시간 차분과 가상제어기의 시간 차분을 분리해줌으로써, 다양한 조건에 대한 저감 성능 및 음장 예측이 가능한 가상 제어기 기반 능동 소음 제어 시뮬레이션을 제작하였다. 가상 제어기의 능동 소음 제어 알고리즘은 일반적인 능동 소음 제어 시스템에 널리 사용되는 FxLMS 알고리즘을 사용하였다. 제안된 능동 소음 제어 시뮬레이션은 음장 변화 예측이 어려운 분산형 능동 소음제어 시스템을 포함한 다양한 케이스에 대해 실험 결과와의 비교 통해 검증하였다[39,

70]. 또한, 검증된 능동 소음 제어시뮬레이션을 통해 예측된 프로펠러 소음에 대한 저감 성능 및 음장 변화 예측을 진행함으로써, 프로펠러 소음에 대한 시뮬레이션 기반 능동 소음 제어 설계 프로세스를 제작하였다.

1.2. 연구 목적

본 연구에서는 멀티로터의 호버링 운행에 따른 소음 예측 및 저감을 위해 불확도 정량화 및 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행하였다. 이를 위해 먼저 멀티로터의 지배적 소음 성분인 프로펠러 소음에 대해 회전속도 변동의 영향을 불확도로 정량화하고 회전속도 변동을 포함한 프로펠러 소음 예측을 진행했다. 또한, 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션으로 저감 성능을 예측함으로써, 설계 단계부터 프로펠러 소음 및 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 효과 예측이 가능한 시뮬레이션 기반 설계 프로세스를 제작하였다. 이를 정리하면 그림 1.1과 같다. 본 연구에서는 그림 1.1과 같이 먼저 불확도 정량화를 이용하여 프로펠러 소음의 불확도를 정량화하고 확률적 시뮬레이션을 통해 프로펠러 소음 예측을 진행한다. 이후, 본 연구에서 제작 및 검증된 가상 제어기 기반 능동 소음 제어 시뮬레이션을 이용해 회전속도 불확도를 포함한 프로펠러 소음의 능동 소음 제어에 따른 저감효과를 예측한다.

본 연구의 첫번째 파트에서는 멀티로터의 호버링 운행에 따른 프로펠러 소음 불확도를 정량화하기 위해 멀티로터 운행 및 자세제어에 따른 불확도를 회전속도 불확도로 정량화하였다. 회전속도 불확도는 불확실성 정량화(Verification and Validation with Uncertainty Quantification, VVUQ) 기법을 이용하여 정량화되었으며, 회전속도 불확도에 따른 프로펠러의 추력 및 소음의 불확도 또한 본 기법을 통해 정량화하고 예측하였다. VVUQ는 실험이 불가능하거나 비용이 너무 많이 드는 거대한 시스템에 대해 시뮬레이션만으로 신뢰성 있는 설계를 하기 위해 개발된 기법으로, 불확도가 포함된 입력 값에 대해 확률적 시뮬레이션을 통해 불확도를 포함한 결과를 예측함으로써, 제시된 조건에 대한 신뢰구간을 포함한 예측 결과를 제시한다[71-74]. 본 연구에서는 VVUQ 기법을 이용하여 RPS(revolutions per second) 불확도에 따른 프로펠러의 추력과 소음의 불확도를 정량화하고

예측하였으며, 회전속도 불확도를 넣어진 프로펠러의 소음과 호버링 중인 멀티로터의 소음을 비교함으로써, 회전속도 불확도를 통한 프로펠러의 확률적 시뮬레이션을 통해 멀티로터 운행 중 프로펠러 소음의 불확도 및 BPF 성분을 일정 부분 예측할 수 있음을 보였다.

두번째 파트에서는 멀티로터 운행에 따른 프로펠러 소음의 능동 소음 제어에 따른 저감 성능 예측을 위해 가상제어기를 이용한 능동소음제어 시뮬레이션을 제작 및 검증하였다. 프로펠러 소음 예측을 위해 다양한 소음원에 대한 음장 예측이 가능한 CAA 기법을 이용해 음장 시뮬레이션을 제작하였으며, 음장 시뮬레이션 내에 독립적으로 작동하는 가상제어기를 구현함으로써 능동소음제어에 따른 음장 예측이 가능한 시뮬레이션을 제작하였다. 제작된 능동 소음 제어 시뮬레이션은 덕트 및 3차원 공간 내의 능동 소음 제어 실험 결과와의 비교를 통해 예측 성능을 검증하였다.

세번째 파트에선 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행함으로써, 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 성능을 예측하고 실험을 통해 검증하였다. 본 연구에서는 회전속도 불확도를 포함한 프로펠러 소음의 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 성능 및 음장 변화 예측을 위해 에러마이크 위치에 따른 저감 성능을 예측하였으며 실험을 통해 검증하였다. 실험을 통해 검증된 시뮬레이션을 통해 능동소음제어시스템의 샘플링 주파수에 따른 저감 성능 변화 및 능동 소음 제어에 따른 음장 변화에 대한 예측 또한 진행하였으며, 이를 통해 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어 적용 가능성에 대해 분석하였다.

상기의 과정을 통해 본 연구에서는 시뮬레이션 단계부터 회전속도 불확도를 포함한 프로펠러 소음 예측 및 능동소음제어에 따른 프로펠러 소음 저감 성능 예측이 가능한 설계 프로세스를 제작하였다.

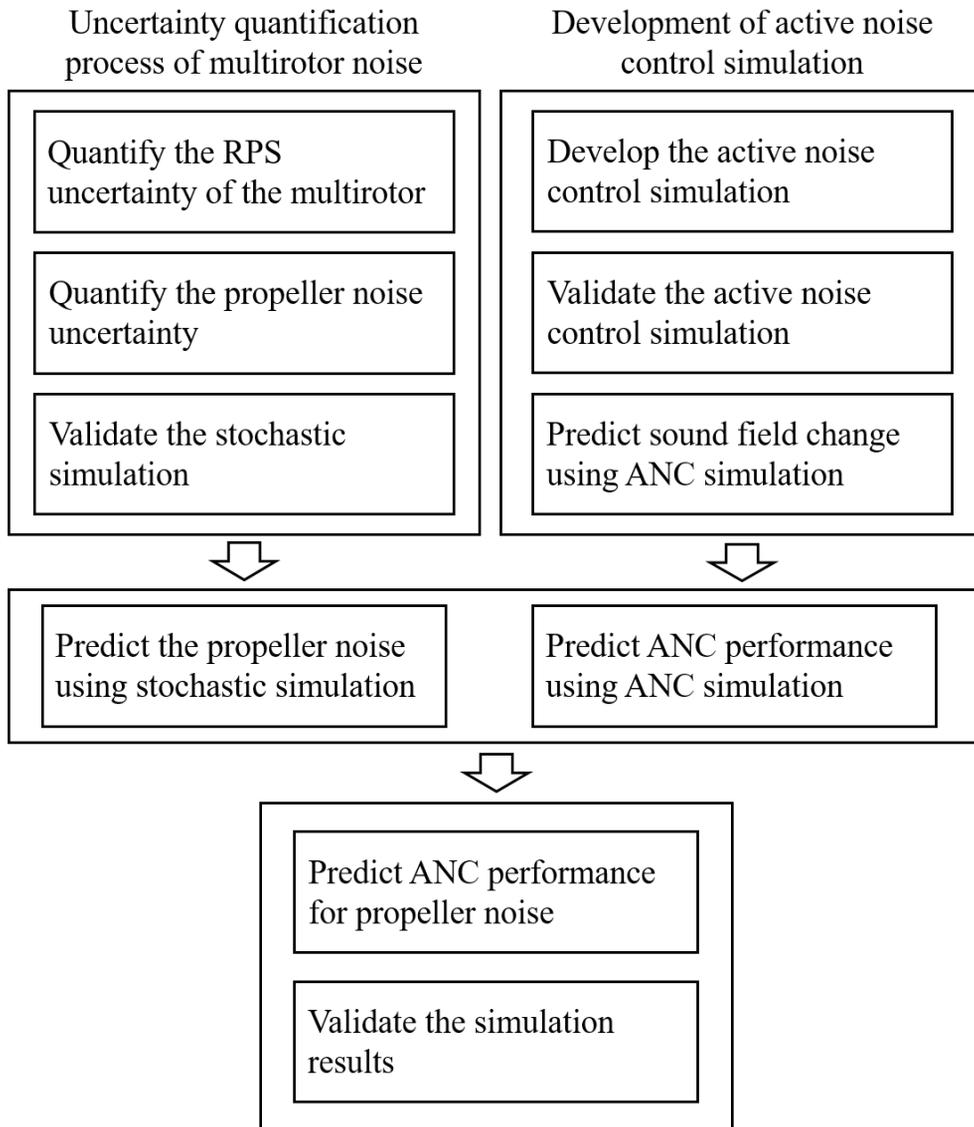


그림 1.1 Propeller noise uncertainty quantification and ANC process

1.3. 논문의 구성

본 논문은 연구 목적에서 언급한 3가지 파트를 포함해 총 5개의 장으로 구성되어 있다. 첫번째 장에서는 연구 배경, 연구의 필요성 및 연구의 목적에 대해 서술하였다. 두번째 장에서는 멀티로터의 호버링 운행에 따른 프로펠러 소음의 불확도 정량화 프로세스 및 확률적 시뮬레이션을 통한 프로펠러 소음 예측 관련 내용을 서술하였으며, 세번째 장에서는 프로펠러 소음의 능동 소음 제어 성능 예측을 위한 능동 소음 제어 시뮬레이션을 제작하였다. 이후 네번째 장에서는 확률적 시뮬레이션으로 예측된 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어에 따른 저감 성능을 시뮬레이션을 통해 예측하고 실험을 통해 검증함으로써, 회전속도 불확도를 갖는 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어에 따른 소음도 및 음장 변화를 시뮬레이션을 통해 예측 가능함을 보였다. 마지막 장에서는 앞서 언급된 내용들을 요약하여 정리하여 결론을 제시하였으며, 본 연구의 의의 및 한계점, 추후 연구 방향에 대해 서술하였다.

2. 멀티로터 호버링 운행에 따른 프로펠러 소음 불확도 정량화

2.1. 멀티로터 소음 불확도 정량화 프로세스

본 장에서는 멀티로터의 운행 중 프로펠러 소음의 불확도를 정량화하고 예측하기 위해 그림 2.1과 같은 불확도 정량화 프로세스를 진행하였다. 먼저 호버링 중인 멀티로터 실험을 통해 멀티로터의 SPL 및 RPS 불확도를 정량화하였으며, 측정 결과 및 멀티로터 비행 동역학 식을 바탕으로 호버링 운행시 RPS 변동 범위를 제안하였다. 이 후 회전속도 불확도를 포함한 프로펠러 실험을 통해 프로펠러의 추력과 SPL의 불확도를 정량화하였으며, 확률적 시뮬레이션을 통해 불확도를 포함한 예측을 진행하고 실험을 통해 검증하였다. 마지막으로 확률적 해석을 통해 예측된 주파수 스펙트럼과 프로펠러 실험 및 멀티로터 실험을 통해 얻어진 주파수 스펙트럼 및 불확도를 비교함으로써 확률적 해석을 통한 운행 중 멀티로터의 BPF 소음 성분 예측이 일정부분 가능함을 보였다.

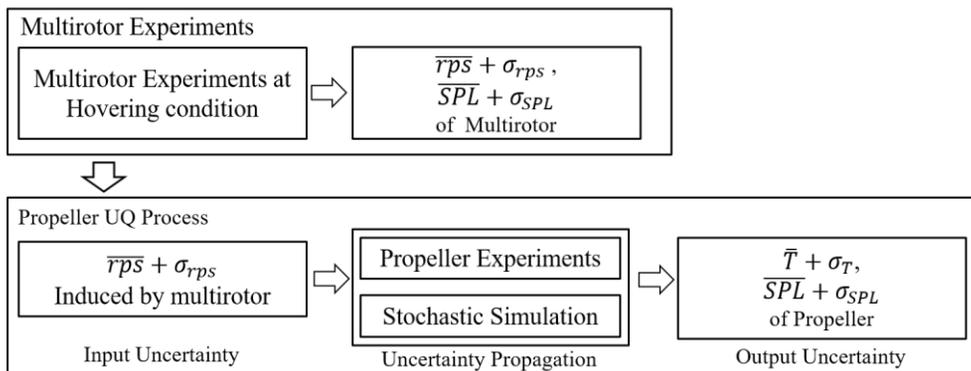


그림 2.1 Multirotor propeller noise uncertainty quantification process

2.1.1. 멀티로터 소음 측정

멀티로터 소음의 RPS 및 SPL 변화를 분석하기 위해 DJI NAZA F450 [75,76] 및 DJI Phantom 4 Pro [77] 쿼드로터에 대한 호버링 운행 조건에서 실험을 수행하였다. 실험은 각도 센서를 멀티로터에 거치한 상태에서 진행하였다. Phantom 4 pro는 1.38kg으로 1.5kg인 F450보다 낮은 중량을 가졌으며, DJI Phantom 4 pro는 자동 호버링 시스템으로 제어하는 환경에서 측정을 진행하였으며, DJI F450은 수동 조종을 통해 제어를 진행하였다. 소음측정은 프로펠러 평면으로부터 30° 각도에서 측정되었으며, 멀티로터에서 3m 떨어진 지점에 마이크를 배치하여 측정하였다. 수동제어 멀티로터는 안정성 보장을 위해 그림 1.1(a)와 같이 높이가 3m인 4개의 지지봉으로 이루어진 시험영역에서 수행하였으며, 1.38kg 멀티로터의 경우 주변 장애물을 제거한 환경에서 소음 측정을 진행하였다. 수동 제어 멀티로터의 고도는 선행연구에서 수행한 바와 같이 지지 막대를 사용하여 추정할 수 있으며 [2,78], 자동제어 멀티로터의 고도는 DJI Phantom 4 pro는 제어기를 통해 정보를 얻어 진행하였다 [77]. 실험은 풍속 1m/s 이하 조건에서 진행되었으며, 수동 조정 멀티로터에 무게를 추가함으로써, 중량 변화에 따른 멀티로터의 프로펠러 회전속도 변화 영향을 분석하였다. 표 1은 실험에 사용된 멀티로터의 사양을 나타낸 도표이며, 그림 2.2(a)은 멀티로터 측정 사진이다.

표 2.1 Specification of the multirotor

Type	DJI Phantom4 Pro	DJI F450
Weight	1.38kg	1.5kg (+ 0.5,1.0kg,1.5kg)
Blade	DJI 9450	DJI 9450
Control Type	Automatic	Manual



a) Multirotor experimental setup



b) Propeller experimental setup

그림 2.2 Multirotor and propeller experimental setup

2.1.2. 프로펠러 소음 측정

프로펠러 실험은 E310 추진 시스템을 사용하여 그림 2.2(b)와 같이 무향실 내에서 수행되었다. DJI E310 추진 시스템은 다양한 멀티로터에 사용되며 DJI 9450 블레이드와 2312E 모터로 구성되어 있으며 운용 영역에 대한 특성이 다수의 연구를 통해 널리 알려져 있다[2, 79]. DJI 9450 프로펠러는 블레이드 반경이 약 120mm이며, 회전속도 변화에 대해 추력계수 (Coefficient of Thrust, CT)값이 거의 일정하게 디자인된 프로펠러로 [21,31] 제어의 편의성 때문에 중형 사이즈의 멀티로터들에 널리 사용된다[2,21,22,27,79]. 블레이드 제어는 아두이노 Uno와 DJI 2312E 모터 및 DJI 420 LITE ESC 세트를 이용하였으며, 프로펠러의 전원은 14.8V 4C 배터리를 사용했다. 프로펠러 실험 중 배터리의 전압은 멀티로터 운용 환경과 동일하게 15V 이상으로 유지하였다. 일정한 회전속도의 프로펠러 실험은 제어기에서 일정한 PWM (Pulse Width Modulation) 신호를 유지하며 실험을 진행하였으며, 확률적 실험에서는 PWM 신호를 0.1초마다 확률적으로 변경하며 실험을 진행하였다. 추력 측정은 ATI 9105 NET Force/Torque 감마 센서를 이용하여 진행되었으며 소음 측정은 B&K 4189 마이크와 Pulse 소프트웨어를 사용하였다. ATI F/T 센서와 마이크의 측정 오차는 각각 약 0.02N과 0.5dB 이하로, 확률적 실험에 의해 발생하는 불확도에 비해 충분히 낮은 값을 가졌다.

실험은 무향실에서 진행되었으며, 무향실의 폭, 길이, 높이는 각각 3.1m, 3.1m, 2.2m였다. 실험이 진행되는 동안 무향실 내 배경소음은 50dB(z)이하로 유지 되었으며, 각각의 마이크들은 프로펠러로부터 1.2m떨어진 위치에 프로펠러의 TPP(Tip Path Plane)으로부터 각각 0°, 30°, 60° 위치에 배치하였다. 그림 1(b)는 프로펠러 실험 사진으로 무향실 내 마이크와 프로펠러의 배치를 나타낸 그림이다. 확률적 회전속도 변화 실험 중 이용된 회전속도의 평균과 표준편차 값은 멀티로터 실험을 통해 얻어진 범위 및 확률분포를 기반으로 구간 내에

샘플을 추출하여 진행했으며, 이를 위해 라틴 하이퍼큐브 샘플링(Latin hypercube sampling, LHS) [73]을 이용하였다. LHS는 주어진 입력 영역을 몇 개의 세그먼트로 나누고 각각의 세그먼트 내에서 무작위로 샘플을 추출하는 방식으로, 적은 수의 샘플로 비교적 높은 정확도를 갖는 샘플링 기술이다. 본 연구에서는 통계적 유의성을 확보하고 최소 표본 크기 기준을 만족할 수 있도록 30개 이상의 회전속도 표본을 추출하여 실험을 진행하였다.

2.1.3. 프로펠러 소음 확률적 분석 방법

호버링 중인 멀티로터의 경우, 회전속도가 연속적으로 변화하는 멀티로터 특성상 센서를 통해 정확히 측정이 어렵다. 이에, 본 연구에서는 측정된 소음의 1st BPF를 바탕으로 회전속도의 변동을 추출하였다. 프로펠러의 BPF 조화 성분 성분이 프로펠러의 회전속도 및 블레이드의 수와 관련이 있음은 널리 알려져 있으며 [2, 12, 21], 이에 따라 BPF를 이용해 프로펠러의 회전속도 추정 또한 가능하다 [2]. 본 연구에서 사용된 멀티로터의 프로펠러는 두개의 블레이드로 구성되어 있기 때문에 1st BPF는 각속도의 두배의 주파수를 가지며, 이에 추출된 BPF의 변동을 2로 나눠 줌으로써 RPS의 변동을 추정할 수 있다.

그림 2.3은 일정한 회전속도와 회전속도 불확도를 갖는 프로펠러 실험에서 측정된 소음을 1초 간격으로 고속 푸리에 변환(Fast Fourier Transformation, FFT)한 결과를 나타낸 그림이다. 그림 2.3(a)는 FFT를 통해 얻어진 1st BPF 주변 주파수 영역에서 평균 음압을 나타낸 그림으로, 붉은색 선은 RPS 추출을 위해 선택한 기준 압력을 나타낸다. 그림 2.3(a)에서와 같이, 1초간격으로 FFT를 진행해 얻은 1st BPF의 평균 음압은 1st BPF 주변 음압의 2배의 값 이상을 가졌다. 또한, 1초 간격으로 진행된 FFT 결과(그림 2.3(b))에 따르면 1st BPF가 위치했던 주파수의 음압은 국소적인 피크 값을 가지며, 1st BPF 주변 평균 음 압의 2배(붉은색 선)보다 명확하게 높은 값을 가졌다. 이에 본

연구에서는 1st BPF 주변 음압의 2배를 기준으로 1st BPF 영역에서 피크 값을 추출함으로써, 회전속도를 측정하였다.

추출된 1st BPF 값들을 통하여 회전속도의 평균과 표준편차를 계산하였다. 본 방법을 통해 회전속도 추출하는 경우, 일정한 회전속도에 대한 측정 오차는 0.25% 미만으로 본 연구에서 진행된 회전속도 불확도의 범위보다 현저히 낮은 값을 가졌다. 이에 본 연구에서는 1st BPF의 국소적 피크 값을 추출하는 방식으로 회전속도를 측정하였다. 또한, 추출된 회전속도의 변동은 변동 계수(Coefficient of Variation, CoV)를 사용함으로써 평균값에 무관한 상대적 변동 범위로 제시하였다. 일반적인 물리적 현상은 평균이 증가하면 표준편차 또한 증가하기 때문에 상대적 변동 범위에 대한 분석을 통해 물리적 현상에 대한 분석이 가능하다 [71,73]. 이에 본 연구에서는 회전속도, 추력 및 SPL에 대해 CoV를 이용하여 확률적 분석을 진행하였으며, 회전속도의 CoV는 식 (2.1)과 같이 표준 편차를 평균으로 나누어 줌으로써 구할 수 있다.

$$CoV_{RPS} = \frac{\sigma_{RPS}}{\mu_{RPS}} \quad (2.1)$$

음압 레벨(Sound Pressure Level, SPL)은 음압의 크기를 나타내는 지표로, 음압의 제곱평균제곱근, 즉, 음압의 실효 값에 로그를 취해 얻어진다. 이에 반해 CoV는 정규화된 표준 편차로써 표준 편차와 평균의 비율이다. 따라서, SPL의 CoV를 구함에 있어, SPL 값을 직접적으로 이용해 비율을 계산하는 방식은 적합하지 않다. 따라서, 본 연구에서는 실효 음압을 이용하여 SPL에 대한 평균 및 표준편차를 계산하였다. 식(2.2)와 같이 두 SPL의 합은 각각의 SPL 각각 음압의 제곱 값을 더해주는 것으로 얻을 수 있다. 이에 따라 본 연구에서는 식 (2.3)과 식 (2.4)와 같이 음압의 제곱을 이용하여 평균과 표준편차를 계산하였다[80].

$$10^{\frac{SPL_{sum}}{10}} / (2 \times 10^{-5})^2 = (10^{\frac{SPL_1}{10}} + 10^{\frac{SPL_2}{10}}) / (2 \times 10^{-5})^2 = P_{sum}^2 = P_1^2 + P_2^2 \quad (2.2)$$

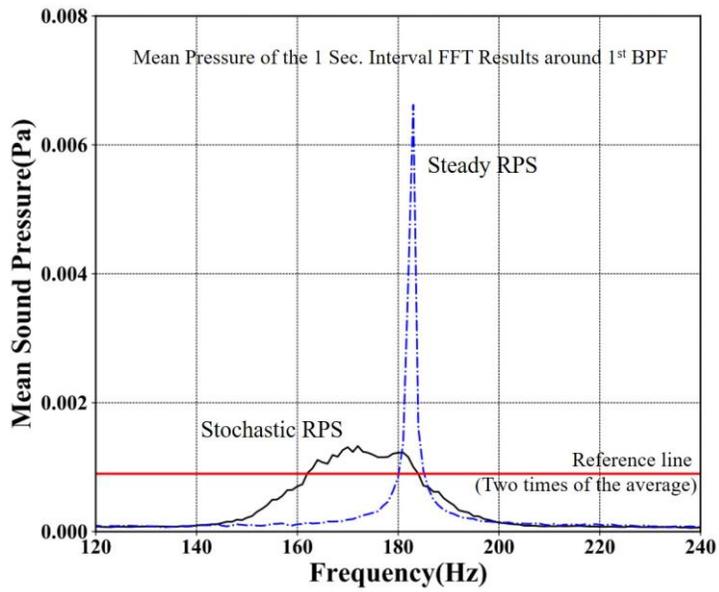
$$\mu_{p^2} = \frac{1}{T} \sum_{i=1}^T P_i^2 \quad (2.3)$$

$$\sigma_{p^2}^2 = \frac{1}{T} \sum_{i=0}^T (P_i^2 - P_{mean}^2)^2 \quad (2.4)$$

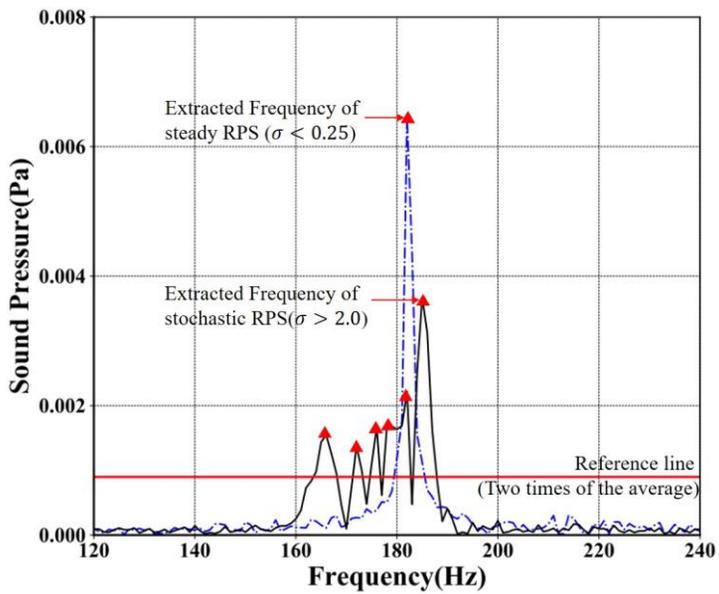
이에 따라 음압 제곱을 이용하여 얻어진 SPL의 CoV는 식 (2.5)와 같다.

$$CoV_{SPL} = CoV_{p^2} = \frac{\sigma_{p^2}}{\mu_{p^2}} \quad (2.5)$$

본 연구에서는 본 절에서 정리한 바와 같이 실험을 통해 측정된 1초 평균 데이터 및 식(1)~식(5)를 통해 주파수 및 RPS, SPL의 통계적 분석을 진행하였으며, 얻어진 통계 값을 바탕으로 멀티로터 및 프로펠러의 확률적 분석을 진행하였다.



a) Mean sound pressure over 120 seconds



b) 1 second sound pressure of each case

그림 2.3 Measured sound pressure in frequency domain around 1st BPF

2.1.4. 프로펠러 소음 불확도 정량화 프로세스

VVUQ는 실험이 불가능하거나 비용이 너무 많이 드는 거대한 시스템에 대해 시뮬레이션만으로 신뢰성 있는 설계를 하기 위해 개발된 기법이다[71-74]. 전체 시스템에 대한 실험을 시뮬레이션으로 대체하기 위해서는 시뮬레이션의 신뢰성 부족 문제를 해결할 필요가 있다. 이에 따라 VVUQ에서는 시뮬레이션에 신뢰성을 제공하기 위해 시스템을 하부구조로 분할 후 각각 하부 구조에 대해 시뮬레이션을 제작하고, 각각의 시뮬레이션에 대해 Verification과 Validation을 진행함으로써 시스템에 대한 검증된 시뮬레이션을 제작한다[71].

VVUQ에서 Verification은 개념 모델과 제작된 시뮬레이션이 동일한지를 확인하는 과정으로 코드에 대한 Verification과 결과에 대한 Verification이 존재하며, 시뮬레이션에서 발생하는 오차를 정량화하는 과정이다. 이에 반해, Validation은 제안된 시뮬레이션이 실제 시스템의 현상을 해석하는데 적합한지를 확인하는 과정으로써, 해석 결과와 Validation Experiments와의 비교를 통해 진행된다.

Validation Experiments는 시뮬레이션의 예측능력을 정량화하기 위한 실험들의 총칭으로써, 시뮬레이션의 예측 범위 및 한계에 대한 정량화를 진행해줌으로써, 시뮬레이션의 정확도에 근거가 되어준다.

Validation이 진행되는 시뮬레이션은 운용 조건 및 다른 하부구조와의 상호작용으로 인해 필연적으로 불확도를 포함한 시뮬레이션을 진행하게 되며, 이에 각각의 입력 값에 따른 시뮬레이션의 결과값 불확도를 정량화하기 위한 방법으로, 불확도 정량화(Uncertainty Quantification, UQ)프로세스가 제시되었다 [71-74].

불확도 정량화 프로세스는 시스템의 운행 조건에 따라 하부 구조가 겪게 될 조건에 대해 시나리오를 제시하고, 시나리오에 따른 결과값의 불확도를 정량화하는 방식으로 진행된다. 이를 그림으로 나타내면 그림 2.4와 같다. 시나리오에 의해 제시된 불확도를 포함한 입력 값은 확률적 시뮬레이션(Stochastic Simulation) 및 실험 등을 통하여 결과값으로

전파되며, 실험 및 확률적 해석을 통해 전파된 결과 값의 불확도를 통계적으로 정량화하고 입력 값의 불확도와와의 관계를 분석해줌으로써 불확도 정량화 프로세스가 진행된다.

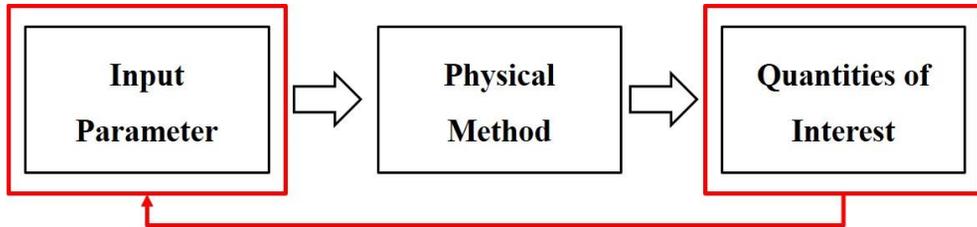


그림 2.4 Uncertainty propagation process

본 연구에서는 호버링 중인 멀티로터의 제어에 따른 프로펠러의 추력 및 소음의 불확도를 정량화하기 위하여 불확도 정량화 프로세스를 진행하였으며, 시나리오에 따른 시스템의 입력 값은 회전속도의 불확도로 모델링하였다. 멀티로터 실험 및 비행 동역학식을 통해 얻어진 회전속도의 불확도는 프로펠러 실험 및 확률적 시뮬레이션을 통해 프로펠러의 추력과 소음에 전파된다. 불확도 전파 과정을 통해 얻어진 추력과 소음의 불확도를 정량화하고 회전속도 불확도와의 관계를 분석함으로써, 호버링 운행 중 각각의 프로펠러에서 발생하는 추력 및 소음의 불확도를 정량화하였다. 또한, 프로펠러의 회전속도 변화에 따른 소음 변동이 멀티로터 운행 중 발생하는 소음의 불확도 및 주파수 스펙트럼에 미치는 영향에 대해 분석하였으며, 이를 확률적 시뮬레이션을 통해 어느정도 예측가능함을 보였다.

2.1.5. 프로펠러 회전속도 불확도에 따른 확률적 시뮬레이션 개발

본 연구에서는 회전속도의 불확도에 따른 추력과 SPL의 불확도를 포함한 예측을 위해 확률적 시뮬레이션을 제작하였다. 확률적 시뮬레이션은 그림 2.5와 같이 회전속도 불확도를 샘플링하고 추력과 SPL의 불확도를 정량화하는 통계 처리 과정과 입력된 회전속도에 대한 공력 성능 및 소음 예측을 진행하는 해석 파트로 나뉘며, 각각의 파트는 순차적으로 진행된다.

본 연구에서는 공력성능해석을 위해 시간 비용이 적은 자유 후류 와류 격자 기법을 사용하였으며, 공력 소음 해석은 프로펠러 소음 예측에 널리 사용되는 Farassat 1A 기법을 이용하였다[83]. 통계 처리 과정은 Stochastic Collocation을 이용하여 확률적 시뮬레이션을 구성하였다. 각각의 기법에 대해 살펴보면 다음과 같다.

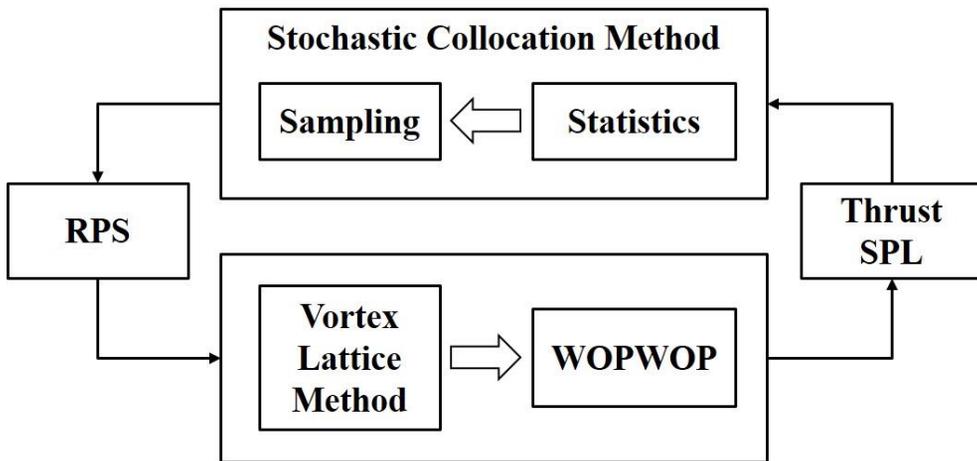


그림 2.5 Propeller noise stochastic simulation process

2.1.5.1. 자유 후류 와류 격자 기법

자유 후류 와류 격자 기법(Free-Wake Vortex Lattice Method)은 Lifting Surface 이론 기반의 해석 기법으로 후류 해석이 가능하고 CFD에 비해 계산 비용이 적다는 장점을 갖는다. 이에 다수의 조건에

대한 해석을 진행함에 따라 각각의 케이스에 대해 낮은 계산 비용을 요구하는 본 연구에 적합한 해석기법이다[2,84].

자유 후류 와류 격자 기법에서는 블레이드 경계와 후류 영역을 제외한 블레이드 주변 영역에 대해 비압축성, 비점성으로 가정하며, 이에 따라 블레이드 주변의 연속 방정식을 식 (2.6)과 같이 Laplace Equation으로 나타낼 수 있게 된다.

$$\nabla^2 \Phi^* = 0 \quad (2.6)$$

블레이드 주변 영역에 대해 그린의 상반 정리를 적용할 경우, 식 (2.7)과 같이 일반 해를 경계 면에 위치한 소스와 더블렛의 함수로 나타낼 수 있으며,

$$\Phi^2 = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_b} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu n \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \Phi_\infty \quad (2.7)$$

해를 구하기 위해 경계조건으로 비침투조건을 적용하고 계산의 편의성을 위해 미소 교란 (small disturbance) 가정에 따른 얇은 에어포일 이론을 적용할 경우, 블레이드 경계의 소스와 더블렛의 분포는 캠버를 따라 분포하는 더블렛들의 분포로 치환할 수 있게 된다. 또한, 더블렛의 분포를 같은 크기의 와류격자로 표현하면 그림 2.6과 같이 나타낼 수 있으며, 이는 식 (2.8)과 같이 나타낼 수 있다[2].

$$\left\{ \frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \Gamma \nabla \left[\frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \nabla \Phi_\infty \right\} \cdot n = 0 \quad (2.8)$$

식 (2.8)에 쿠타 조건(Kutta Condition)을 적용하면 후류 경계에서의 와류 강도는 블레이드 뒷전의 와류 강도와 동일하기 때문에 블레이드 경계의 와류 강도만이 미지수가 된다. 또한, 블레이드에 유도되는 속도 성분들을 이용해 미지수에 대해 식 (2.9)를 정리하면 식 (2.10)과 같다.

$$[a_{ij}] \{\Gamma_j\} = \{RHS_j\}$$

후류모델과 곡선와류요소 기법을 사용하였다. 등와선도 후류모델은 그림 2.7과 같이 강도가 일정한 와류 요소를 뒷전 와류 강도 분포에 맞춰 분포 시킨 후 방출되는 각 와류 요소의 위치를 매 타임 스텝마다 계산하여 묘사하는 방법으로 일반적인 와류 격자 후류 모델에 비해 절반의 요소로도 후류 형상을 구성할 수 있다는 장점을 갖는다[2]. 곡선 와류 요소 기법은 후류를 포물선 형태의 와류 요소로 가정 후 Biot-Savart 적분식을 적용하여 임의의 위치에서의 유도 속도를 구하는 기법으로 계산량이 적어지는 장점을 갖는다[85].

본 연구에서 사용한 자유 후류 와류 격자 기법은 비점성 유동에 기반하고 있기 때문에 항력 및 실속 등 점성에 의한 효과를 고려하기 위해서는 추가적인 방법이 필요하다. 이에 본 연구에서는 선행 연구를 통해 얻어진 2차원 에어포일의 공력 계수 테이블을 참조하여 점성 효과를 보정하였다 [2].

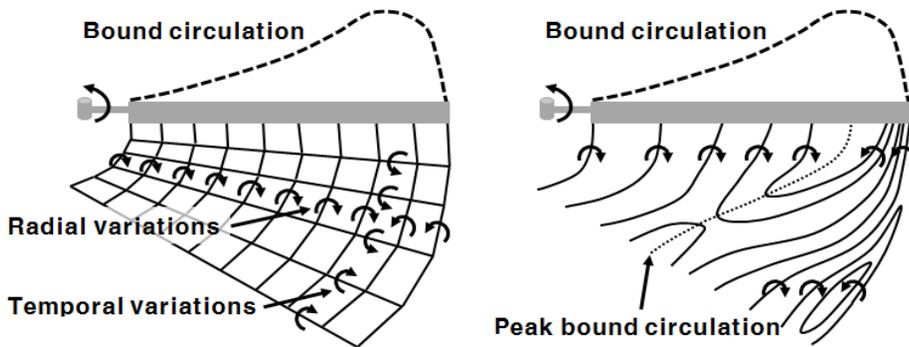


그림 2.7 Comparison of vortex lattice model and constant vorticity contour wake model [85]

2.3.2.2. 공력 소음 해석

본 연구에서 공력 소음 해석은 멀티로터 소음에서 지배적인 역할을 하는 불연속 주파수 성분, 통칭 BPF(Blade Passing Frequency) 조화 성분에 대하여 진행되었다. BPF 조화 성분 소음 성분 예측은

프로펠러의 불연속 주파수 소음 성분 예측에 널리 사용되는 Farassat's Formulation 1A [83] 기법을 이용하여 진행하였다.

$$\begin{aligned} \square^2 p'(\vec{x}, t) &= \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' \\ &= \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [l_i |\nabla f| \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned} \quad (2.12)$$

Farassat's Formulation 1A는 Ffowcs Williams와 Hawkins의 음향상사법 [86]을 기반으로 제작된 음향 예측 기법으로, Ffowcs Williams와 Hawkins의 음향상사법은 식 (2.12)와 같이 유체 내에 움직이는 물체에서 발생하는 음장을 다중극으로 정리한 식이다. 식 (2.12)에서 f 는 형상 함수로 그림 2.8과 같이 물체의 내부에서는 $f < 0$, 표면에선 $f = 0$, 외부 유동장에서는 $f > 0$ 의 값을 가지므로써, Dirac Delta 함수, Heaviside 함수 및 일반화 함수를 통해 물체의 형상 및 움직임에 따른 소음을 고려할 수 있게 해준다.

Farassat's Formulation 1A는 식 (2.12)의 다중극 소음 성분 중 아음속 영역에서는 영향이 적은 사중극 소음을 제외한 후 공간차분항을 시간 차분항으로 전환한 식이다.

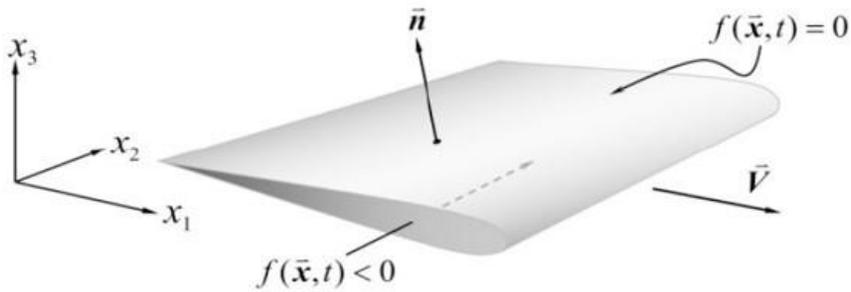


그림 2.8 Moving surface with shape function [83]

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t)$$

$$\begin{aligned}
4\pi p'_T(\vec{x}, t) &= \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{V}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
&+ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n \left(r \hat{M}_i \dot{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2 \right)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (2.13) \\
4\pi p'_L(\vec{x}, t) &= \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_i \dot{r}_r}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
&+ \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r \left(r \hat{M}_i \dot{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2 \right)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS
\end{aligned}$$

식 (2.13)은 Farassat Formulation 1A를 통해 정리된 임의의 위치 \vec{x} 에서의 소음을 나타낸 식이다. 식 (2.13)에서 r 은 관찰자 방향의 성분을 뜻하며, p'_T 와 p'_L 은 각각의 소음 성분을 나타낸다. 이 중 p'_T 는 홀극 성분인 두께소음으로 M^4 에 비례하며, 블레이드가 지나간 자리를 채우기 위한 주변 유체의 가속 현상에 의해 발생하고 물체 형상 및 두께에 영향을 받는다. p'_L 은 이중극 성분으로 블레이드 표면의 공력 분포에 의해 발생하며, M^6 에 비례하는 성분이다.

본 연구에서는 Farassat's Formulation 1A 기반의 해석 툴인 WOPWOP을 이용해 BPF 조화 성분 소음 해석을 진행하였다.

2.3.2.3. Stochastic Collocation 기법

불규칙한 외부 영향을 고려할 수 있는 시뮬레이션을 만들기 위한 연구는 초기 샘플링 기법에서부터 시작되어 현재는 Stochastic Expansion, Reliability 기법 등 다양한 방법이 제안되어 있다. 이 중 몬테카를로(Monte-Carlo, MC) 기법은 기초적이고 대표적인 확률적

해석 기법으로서 입력 확률변수 영역에서 무작위로 표본을 추출해 시뮬레이션을 진행해 결과값의 불확도를 정량화하는 방식으로 간단하고, 입력 불확도의 개수에 독립적으로 bias 없는 결과값의 확률분포를 얻을 수 있다는 장점을 갖는다[73,74]. 하지만 이러한 MC 방식은 너무나 많은 샘플 수(i.e. 10000)를 요구하기에 해석 시간이 비교적 많이 걸리는 시뮬레이션에 대해서 사용하기에는 어려움이 따른다. 이에 MC에서 수렴하는 데까지 필요한 샘플 수를 줄이고자 Important Sampling, Latin Hypercube Sampling(LHS) 등 많은 종류의 유사 MC 기법들이 만들어졌다. 이러한 유사 MC기법들은 랜덤 입력 변수를 입력값과 동일한 기대값을 갖고 낮은 분산을 갖는 랜덤 변수로 치환해줌으로써, 해석에 필요한 데이터량을 유의미하게 줄이는 기법이다[73,74]. 그럼에도 불구하고 계산 비용이 높은 시뮬레이션 기반 불확도 정량화 프로세스에 유사 MC 기법을 이용하기에는 여전히 부담스러운 샘플 수를 요구한다[73,74].

이에 따라 확률분포의 함수를 서로 수직한 polynomial들에 사영시켜 모델링함으로써, 필요한 샘플 수를 줄이는 Stochastic Expansion 기법들이 개발되었다[87-90]. Stochastic Expansion 기법은 크게 Orthogonal Polynomial을 기반으로 확률분포를 묘사하는 Polynomial Chaos Expansion 기법과 Interpolation Polynomial을 이용하는 Stochastic Collocation이 존재한다.

이중 Polynomial Chaos Expansion 기법의 경우 결과값의 분포함수를 Hermite, Legendre, Jacobi, Laguerre 등의 Orthogonal Polynomial들에 사영시켜 각각 Polynomial들의 계수를 구해주는 방식의 기법으로, 샘플링 기반 PCE 기법은 해석기법과 독립적으로 사용할 수 있으며 낮은 수의 샘플로도 높은 정확도를 얻을 수 있다는 장점을 갖는다. 이에 반해 Stochastic Collocation (SC) 기법은 샘플링된 Collocation 포인트들을 이용해 Interpolation Polynomial을 만들어 확률분포 함수를 예측하는 기법으로[91], Collocation Point들은 그림 2.11과 같이 확률변수 차원에서 Quadrature 기반으로 추출되며,

추출된 Point들을 기반으로 공력 해석이 진행된다. 공력 해석을 통해 얻어진 결과값은 Lagrangian Polynomial 등의 기법을 통해 확률분포 함수를 근사할 수 있는 Polynomial을 만들게 된다. PCE기법은 일반적으로 하나의 변수에 높은 정확도를 갖지만 다변수 해석시 계산량이 급격히 증가하는 단점을 갖는데 반해 SC기법은 Collocation Point를 조정함으로써, 해석에 필요한 변수를 적절히 조정할 수 있으면서도 정확도를 높게 유지할 수 있기 때문에 다변수 해석에 강점을 갖는다. 이에 본 연구에서는 향후 시나리오의 확장성을 고려하여 Stochastic Collocation 기법을 이용해 해석을 진행하였다.

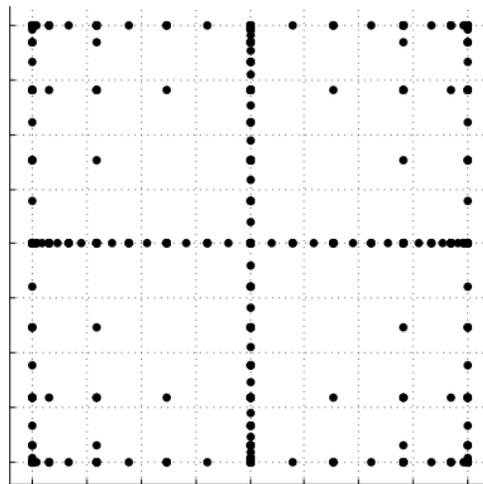


그림 2.9 Quadrature Points in 2D[91]

본 연구에서는 확률 변수 영역에서 추출된 샘플과 식 (2.14) 과 같이 Lagrangian Polynomial을 이용해 확률 분포 함수를 모델링하였으며, Sandia National Laboratory에서 제공한 Dakota 소프트웨어를 이용하여 해석을 진행하였다. 시뮬레이션은 한 케이스당 약 15개의 샘플을 이용하여 분석을 진행하였으며, 약 1만개의 MC 정도 정확도로 진행되었다 [73,74].

$$L_j = \prod_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{\xi - \xi_k}{\xi_j - \xi_k} \tag{2.14}$$

2.2 멀티로터 소음 불확도 정량화

2.2.1. 멀티로터 소음 확률적 분석

멀티로터의 소음은 48000Hz의 샘플링 주파수로 측정하였으며, 거스트를 고려하여 1분 이상 측정되었으며, 통계는 거스트가 발생하지 않은 시간 영역에 대해 20초 간격으로 추출해서 진행되었다. 추출된 소음은 50% 오버랩 Hanning 윈도우를 이용하여 FFT(Fast Fourier Transformation)를 진행하였으며, 이를 통해 주파수 스펙트럼으로 변환하였다. 그림 2.3은 0.1kHz ~ 10kHz의 주파수 영역에서 호버링 중인 멀티로터 소음의 SPL 주파수 스펙트럼이다. 그림 2.3은 각각 DJI Phantom 4 Pro(1.38kg 자동 제어 멀티로터)와 DJI F450(1.5kg 수동 제어 멀티로터)의 주파수 스펙트럼을 나타낸 그림이며, 붉은색 선은 각각의 멀티로터 BPF 조화 성분의 평균 주파수를 표시한 선이다. 그림 2.3에서와 같이 자동 제어 멀티로터의 1st BPF는 180Hz이었으며, 수동 제어 멀티로터의 1st BPF는 200Hz으로 측정되었다.

두 멀티로터 모두 제어 중 RPS의 변동으로 인해 BPF 조화 성분이 주파수 영역에서 주변 주파수 영역까지 퍼지는 현상을 볼 수 있었다. 이때, 수동 제어 멀티로터의 BPF 조화 성분은 수동 제어의 불안정성(넓은 RPS 변동폭)으로 인해 자동 제어 멀티로터의 BPF 조화 성분보다 주파수 상에 더 넓게 퍼졌으며, 이에 따라 BPF 조화 성분의 피크 진폭이 자동제어 멀티로터보다 낮게 측정되었다. 또한, 모터 소음의 경우, 자동 제어 멀티로터와 수동 제어 멀티로터는 사용하는 모터와 ESC가 다르기 때문에 모터 소음의 구간의 주파수 스펙트럼에서 차이를 갖는다. 수동 제어 멀티로터의 모터 및 ESC와 관련된 소음은 Henderson 등에 의해 분석이 진행된 바 있다[16].

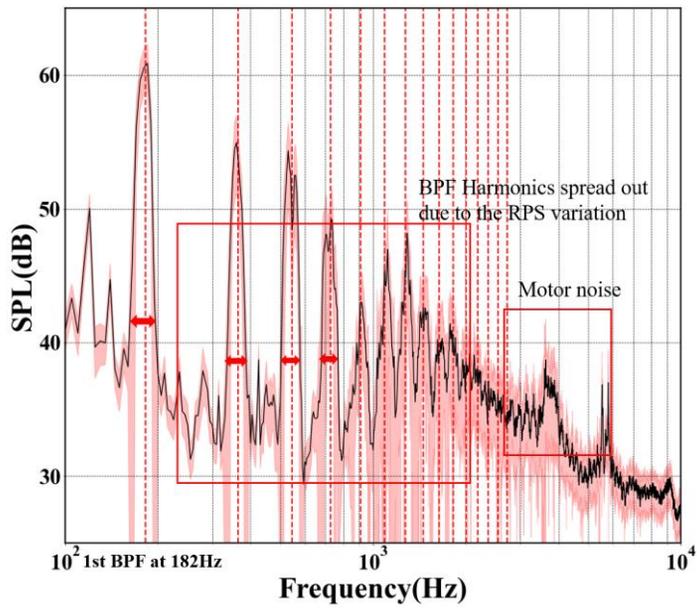
추가적으로, 자동제어 멀티로터의 주파수 스펙트럼(그림 2.10(a))은 두 번째에서 여섯 번째까지의 BPF 조화 성분에 대해 확률적 RPS 조건의 프로펠러 측정결과보다 더 높은 SPL을 가지는 것을 볼 수 있다.

이는 프로펠러 실험에서는 BPF 조화 성분의 SPL을 증가시키는 프로펠러-프로펠러 상호 작용 및 프로펠러-동체 상호 작용을 고려할 수 없기 때문으로 보인다. 이러한 프로펠러와 멀티로터 간의 중위 주파수 영역의 BPF SPL 차이는 선행 연구들에 의해 제시된 바 있다[18,19,30]. 이에 반해, 1.5kg 멀티로터는 2~6번째 BPF조화 성분이 프로펠러 실험과 비슷한 경향을 보였다. 이는 1.38kg의 멀티로터는 1.5kg 멀티로터보다 프로펠러간의 간격이 짧고 프로펠러간에 더 많은 부착물이 장착되어 있어 상호작용 효과가 두드러졌기 때문으로 보인다.

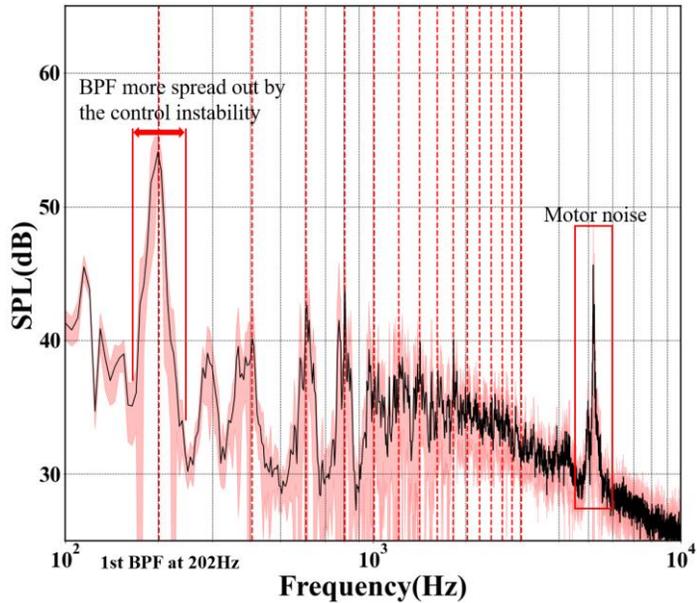
측정된 멀티로터의 각속도 변화의 영향을 정량화하기 위해 RPS와 평균 Overall SPL(OASPL)을 확률 변수로 모델링하였다. 또한, 구해진 확률변수를 구간별로 나누어 통계를 계산을 진행함으로써 확률 분포를 구하였다. 자동제어 멀티로터의 구간화(binning)된 통계를 통해 구해진 RPS와 OASPL의 누적분포함수 (Cumulative Distribution Function, CDF)와 시간신호는 그림 2.11과 같다. RPS의 CDF는 정규분포와 거의 일치하는 경향을 보였으며 OASPL은 정규 분포와 유사한 경향을 보였으나 좀 더 높은 첨도를 가지는 경향을 보였다.

정규분포의 경우 일반적으로 다양한 변수가 결과값에 영향을 주는 경우 발생하며[80], 호버링 중인 멀티로터의 회전속도 변화 또한 다양한 변인에 의해 발생하기 때문에 각속도의 확률분포가 정규분포를 따르는 것으로 보인다. 여러 변인 중 호버링 멀티로터에서 각속도 변화의 지배적인 원인을 찾기 위해 단시간 푸리에 변환(Short Time Fourier Transformation, STFT)을 진행하였다.

그림 2.12(a)는 1st BPF 주변의 STFT 결과이며, 1st BPF의 STFT 결과는 외란 혹은 내부 노이즈에 따른 위치와 자세의 변화가 각속도 변화의 주요 원인임을 보여준다. 이에 멀티로터 자세 제어에 따른 각속도의 변화에 대해 살펴보았다.

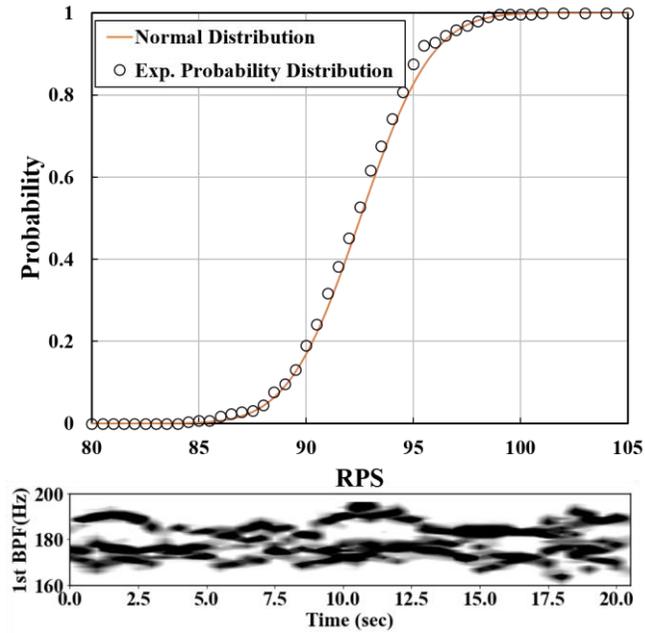


a) 1.38kg Automatic controlled multirotor

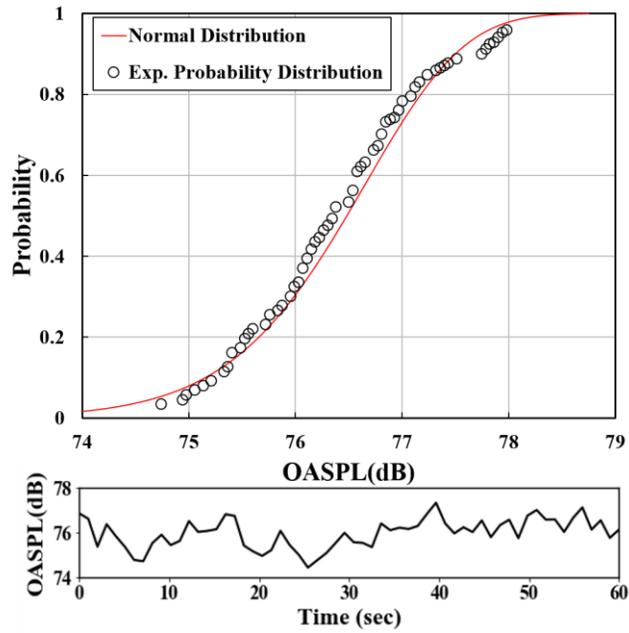


b) 1.5kg Manual controlled multirotor

그림 2.10 Experimentally measured multirotor noise spectrum highlighting BPF Harmonics with 40% confidence interval



a) CDF of RPS



b) CDF of OASPL

그림 2.11 Automatic multirotor experimental results distribution function with CDF of normal distribution

멀티로터 제어기의 경우 일반적으로 식 (2.15)과 같이 각속도를 변경하며 추력과 토크를 변화시켜 자세를 제어한다 [26].

$$\begin{pmatrix} T \sim \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \\ \tau_\phi \sim \omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2 \\ \tau_\theta \sim \omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2 \end{pmatrix} \quad (2.15)$$

그림 2.5(a)의 1st BPF 변동에서 나타난 바와 같이 호버링 중인 멀티로터의 각속도 변화는 높이 변화보다는 외란 또는 노이즈에 따른 기울임 각, 즉, 피치각과 롤 각도의 변화로 인해 발생한다[81, 82].

이에 따라 호버링 운행 중 멀티로터의 기울임각 변화에 따라 발생하는 프로펠러의 회전속도 변화에 대한 분석을 진행하였다. 먼저, 호버링 중인 멀티로터의 피치각 변화에 따른 추력과 회전속도의 비율을 구하면 다음과 같다[82].

$$\tan \Delta\theta = \frac{T_{rear}}{T_{front}} - 1 = \left(\frac{RPS_{rear}}{RPS_{front}} \right)^2 - 1 \quad (2.16)$$

호버링 상태에서는 전진 비행이 일어나지 않기 때문에 피치 각과 롤 각의 차이를 무시할 수 있다. 이에 피치각의 변화와 롤 각의 변화를 합쳐 기울임 각의 변화로 나타내었다. 또한, 외란에 의한 호버링 멀티로터의 기울임 각 변화와 전방 및 후방 프로펠러의 RPS변화는 식 (2.8)과 같이 RPS의 평균값과 RPS의 미소 변화로 표현될 수 있다고 가정한다.

$$\tan \Delta\theta = \left(\frac{RPS_{rear}}{RPS_{front}} \right)^2 - 1 = \left(\frac{RPS_{mean} + (\Delta RPS / 2)}{RPS_{mean} - (\Delta RPS / 2)} \right)^2 - 1 \quad (2.17)$$

식 (2.8)을 재정렬하면, RPS의 변화와 기울임 각 사이의 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

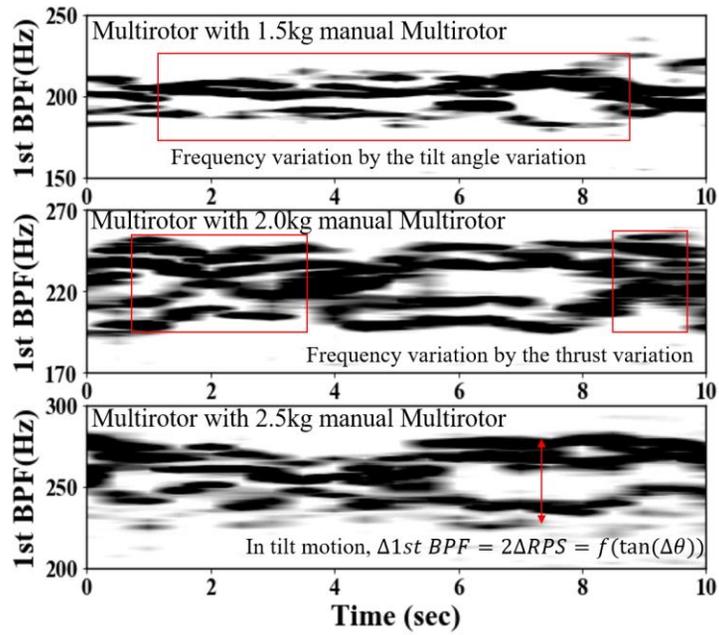
$$RPS_{mean} \frac{2(\sqrt{1+\tan \Delta\theta}-1)}{\sqrt{1+\tan \Delta\theta}+1} = \Delta RPS \quad (-\pi/4 < \Delta\theta) \quad (2.18)$$

따라서 RPS의 CoV는 식 (2.10)과 같이 기울기 각도의 변화로 정량화 될 수 있다.

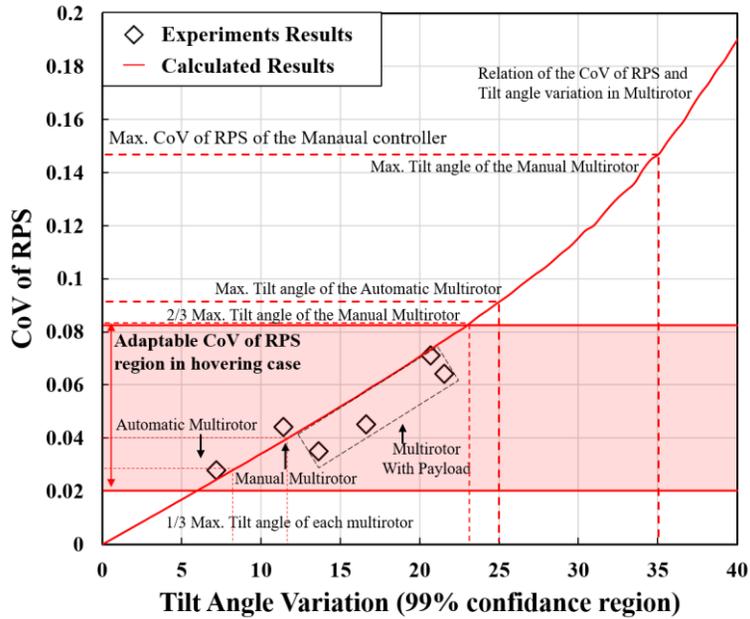
$$\frac{2(\sqrt{1+\tan \Delta\theta}-1)}{\sqrt{1+\tan \Delta\theta}+1} \sim \frac{\sigma_{RPS}}{\mu_{RPS}} = CoV_{RPS} \quad (2.19)$$

식 (10)의 관계식을 이용해 틸트 각도 변동 정도에 따른 RPS의 CoV 값을 몬테카를로 시뮬레이션으로 구하면 그림 2.12(b)와 같다. 그림 2.12(b)는 식 (2.10)에 각각의 기울임 각 변화에 대해 10,000개 이상의 샘플을 넣어 구해진 결과들로 기울임 각 변화량의 99% 신뢰구간 값을 호버링 중인 멀티로터가 갖는 최대 틸트각이라 가정한 후 멀티로터의 최대 틸트각과 RPS의 CoV를 나타낸 그림이다. 본 연구에서는 식의 검증 및 호버링 중인 멀티로터 RPS의 최대 CoV 파악을 위해 정상 작동 하의 자동 및 수동 제어 멀티로터 실험에 더해 멀티로터의 최대 이륙 중량 이하의 무게만큼 페이로드를 추가한 실험을 진행함으로써, 멀티로터의 최대 틸트각과 RPS의 CoV를 측정하였다.

실험으로 측정된 호버링 중인 멀티로터의 기울임 각 변화에 따른 RPS의 CoV는 그림 2.12(b)와 같이 계산 결과와 동일한 경향을 나타내었으며, 페이로드가 없는 멀티로터의 RPS CoV는 최대 CoV의 1/3 값을 페이로드가 있는 호버링 멀티로터의 RPS CoV는 최대 CoV의 약 2/3의 값을 갖는 것으로 나타났다 [76,77]. 본 결과는 멀티로터의 최대 경사각을 바탕으로 호버링 중인 멀티로터의 각속도 변화량을 예측할 수 있음을 보여주며, 적절한 CoV of RPS 구간을 구할 수 있음을 보였다. 이에 본 연구에서는 자동제어 멀티로터의 최대 틸트각에 따른 RPS의 CoV 값인 10%의 회전속도 불확도까지에 대한 프로펠러에 대한 확률적 해석 및 실험을 진행함으로써, 프로펠러에 대한 불확도 정량화를 진행했다.



a) STFT results of the manual control multirotors



b) Relation of RPS and tilt angle variation

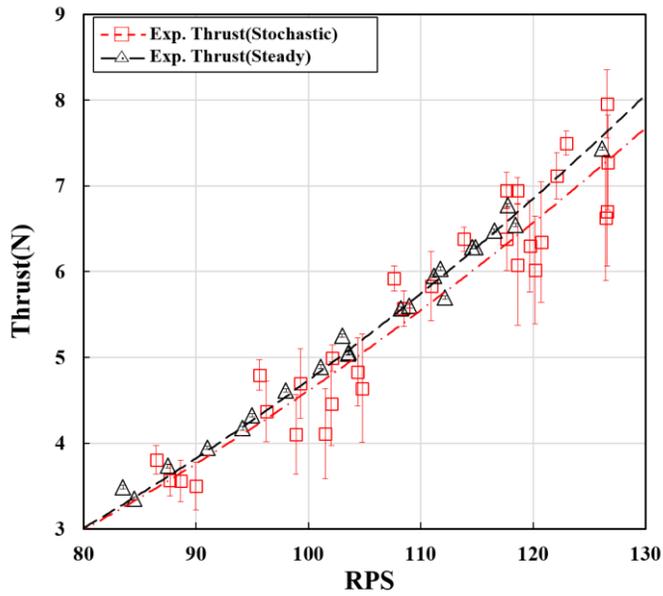
그림 2.12 Relation of RPS variation and the multirotor motion

2.3 프로펠러 소음 불확도 정량화

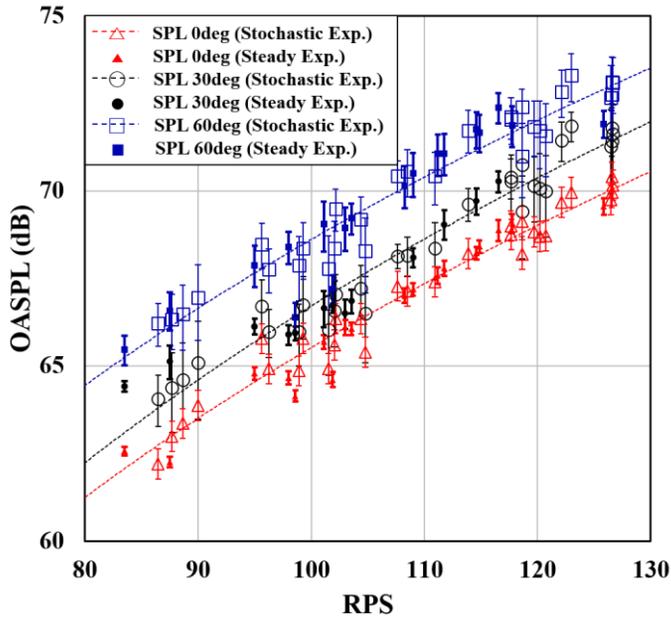
2.3.1. 프로펠러 실험 결과 분석

랜덤하게 변화하는 회전속도가 프로펠러의 공력 성능 및 소음에 미치는 영향을 정량화하기 위해 본 연구에서는 회전속도가 변화하지 않는 경우와 회전속도가 랜덤하게 변화하는 경우 모두에 대해 실험을 수행하였다. 실험을 통해 측정된 추력과 SPL은 각각 그림 2.13 (a)와 (b)에 나타나 있다. 그림 2.13(b)에서와 같이 SPL은 3개의 다른 각도(즉, TPP(tip path plane)에 대해 0° , 30° 및 60°)에서 측정하였다. 그림 2.13에 따르면 RPS가 랜덤하게 변화하는 경우, RPS가 일정한 경우보다 추력이 낮게 나타났으며(그림 2.13(a)), 이는 RPS 변화로 인해 후류의 교란이 가중되어 프로펠러 유입류가 교란되었기 때문으로 보인다[25,30]. 이에 반해 측정된 SPL은 그림 2.13(b)와 같이 정상 입력 조건과 유사한 측정치를 보였다. 이는 RPS 불확실성으로 인한 유입류의 교란이 증가함에 따라 비정상 효과에 의한 소음이 증가하기 때문으로 보인다.

불규칙한 회전속도의 변화가 프로펠러 소음에 미치는 영향에 대한 추가적인 분석을 위해 일정한 RPS 및 Stochastic RPS 실험의 주파수 스펙트럼 비교를 진행하였다. 그림 2.14는 수동 제어로 진행된 1.5kg 멀티로터와 동일한 평균 회전속도를 가진 프로펠러 실험 결과 및 동일한 회전속도 분포를 가진 프로펠러 실험 결과를 나타낸 그림이다. 그림 2.14는 멀티로터 실험과 동일하게 멀티로터부터 30° 위치에서 측정된 음압의 50% 오버랩 Hanning 윈도우를 이용해 주파수 간격 5Hz로 FFT를 진행한 주파수 스펙트럼이다. 추가적으로 각각의 주파수에 대해 40%의 신뢰구간을 나타내었다.



a) RPS vs Thrust



b) RPS vs OASPL

그림 2.13 Comparison of propeller experimental measurements in steady and stochastic condition

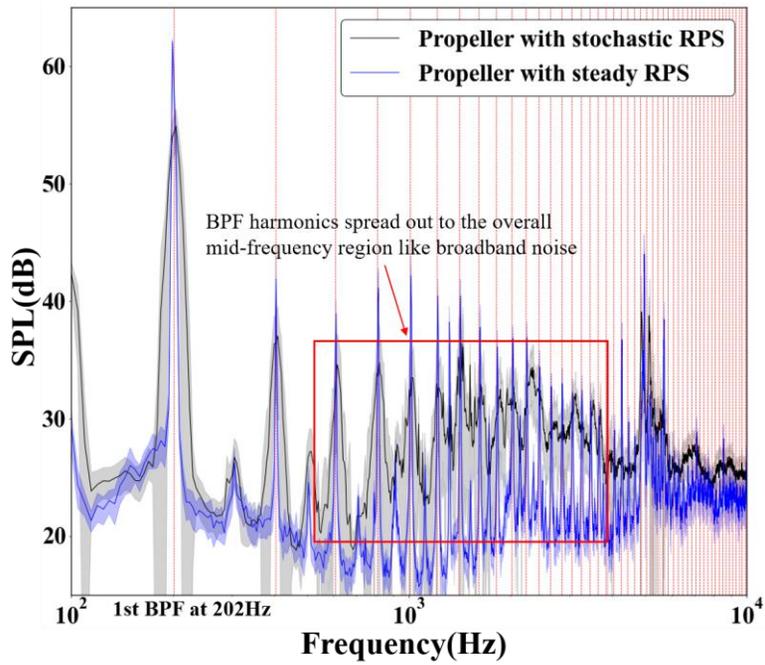


그림 2.14 Comparison of SPL spectrum measured at 30 degree in steady and stochastic experiments with 40% confidence interval

각속도가 랜덤하게 변화할 때 주파수 스펙트럼의 톤 성분은 일정한 회전속도를 갖는 프로펠러 실험 결과와 명확한 차이를 가진다. Stochastic RPS 실험에서 측정된 주파수 스펙트럼은 회전속도가 일정한 실험에서 측정된 주파수 스펙트럼보다 BPF 조화 성분이 더 많이 분산되어 있으며, 이에 따라, BPF 영역 근처의 SPL 진폭의 최대값이 Steady RPS 실험보다 낮은 값을 가졌다. 그러나 확률적 실험과 정상 실험에서 BPF 근처 SPL의 총합을 비교할 경우 5dB 미만의 차이를 가지는 것으로 나타났다. 주파수 도메인의 신뢰 구간을 살펴보면 회전속도가 랜덤하게 변화하는 경우, BPF 확률분포의 약 2 시그마 구간에서 SPL의 신뢰 구간이 넓게 나타나는 경향을 보였다. 이는 신뢰도 95% 외부의 영역에 대해 RPS가 간헐적으로 도달함에 따라 SPL의 변동폭이 크게 나타나고, 음압의 제곱을 기반으로 계산한 본 연구 특성상 음압의 로그 스케일인 SPL의 신뢰구간이 큰 구간값을 가진 것으로 보인다.

또한, 저주파수 영역에서 RPS의 불확도는 약간의 주파수 변조만을 유발한 반면에 높은 BPF 고조파 영역(즉, RPS 1-5.1kHz)에서는 Stochastic RPS 실험이 일정한 RPS 실험 결과보다 전체적으로 높은 진폭을 가졌다. 이러한 현상은 RPS의 불확실성으로 인해 분산된 BPF 조화 성분이 인접된 영역에까지 영향을 주고, RPS 변동으로 인한 불안정한 움직임이 높은 BPF 성분의 음압을 증가시키기 때문에 발생한다[30, 31]. 따라서 Stochastic RPS의 주파수 스펙트럼에서 BPF 조화 성분 성분은 그림 2.14와 같이 광대역 성분과 유사한 스펙트럼을 보인다.

멀티로터의 RPS 평균과 표준편차는 이전 절에서 언급한 바와 같이 작동 조건 및 운용 환경에 따라 변한다. 이에 본 장에서는 앞서 멀티로터 실험에 의해 제시된 10%까지의 CoV를 갖는 RPS 영역에 대해 RPS 불확도에 따른 SPL 및 추력의 불확도를 정량화하고 예측하였다. RPS 불확도에 따른 SPL과 추력 불확도를 예측하기 위해서는 RPS 변화에 따른 SPL과 추력 값의 변화에 대한 관계를

구해주어야만 한다. 일반적인 헬리콥터 프로펠러의 BPF 조화 성분 소음의 경우 톱 마하 수에 따른 음압의 변화를 정량화하기 위한 스케일링 법칙이 존재하며 [24], 본 연구에서 사용된 DJI 9450 블레이드와 같이 CT가 일정하고 직경이 약 9인치인 멀티로터 블레이드의 경우 Zhong등에 의해 각속도에 따른 추력 및 음압의 변화에 대한 스케일 법칙이 제안된 바 있다 [31]. 이에 본 연구에서는 스케일링 기법을 이용하여 RPS 불확실성에 따른 SPL 및 Thrust의 CoV를 예측하였다. CT가 RPS에 강건할 때, 추력(T_0)은 각속도(ω_0^2)의 제곱에 비례하며 (즉, $T_0 \propto \omega_0^2$), 정상상태의 프로펠러 운행에 따른 음압(p_0)은 각속도의 4승(ω_0^4)에 비례한다 (즉, $p_0 \propto \omega_0^4$). 또한, 비정상 동작으로 인한 음압(p_0)은 각속도의 $2+|q|$ 승($\omega_0^{2+|q|}$)에 비례한다 (즉, $p_0 \propto \omega_0^{2+|q|}$). 이 때, q 는 비정상 모드를 나타내는 값으로 비정상 모드 음압의 조화 성분과 블레이드 부하의 조화 성분 수 간의 차이를 뜻한다. 주어진 블레이드 부하 조화 성분에 대해 $q = 0$ 일 때의 비정상 모드는 동 위상 배열 [28]에 해당하며, 이 비정상 모드는 BPF의 높은 조화 성분에서 지배적인 음향 방사 패턴을 갖는다 [29, 31, 92]. 따라서, 각속도의 변화로 인해 비정상 하중이 유발되는 Stochastic RPS 상황에서는 블레이드의 소음이 정상 모드에 따른 영향과 $q = 0$ 일 때의 비정상 모드에 의한 영향을 모두 받게 된다. 이에, 본 연구에서는 정상 모드 및 $q=0$ 모드를 바탕으로 RPS 불확도에 따른 SPL의 불확도 계산을 진행하였다. RPS 불확도에 따른 추력 및 SPL의 관계를 정리한 결과는 식 (2.20)와 같다. 이때, RPS의 불확도는 멀티로터 실험결과를 바탕으로 정규 분포로 가정할 수 있으며, SPL의 CoV는 앞서 언급한 음향 방사 모드의 스케일링 법칙과 식(2.5)를 이용하여 정리할 수 있다.

$$T_0 = C_1 \omega_0^2, p_0^2 = C_2^2 \omega_0^{2k} \quad (0 < \omega_0, \omega_0 \sim N(\mu, \sigma^2), \text{CoV} < 0.1, k = 2, 4, C_1, C_2 \text{ is Constant}) \quad (2.20)$$

만약, 각속도가 랜덤 변수이고 C_1 과 C_2 가 임의의 양의 상수라면 추력과 음압은 각속도에 대해 단조 증가 함수가 되며, 변수 Y가 변수 X에 대해 단조 증가 함수일 경우 변수 X의 확률 밀도 함수(Probability Distribution Function, PDF)를 이용해 변수 Y의 확률밀도함수를 구할 수 있음은 널리 알려져 있다. 이에, 각속도의 확률밀도함수(PDF)를 이용하여 추력과 SPL의 확률 밀도 함수를 구하면 식 (2.21)과 같이 계산할 수 있다 [80].

$$\begin{aligned}
 f_{p^2}(p_0^2) &= \frac{\partial F_p(p^2 \leq p_0^2)}{\partial p} = \frac{\partial F_\omega(\omega \leq \omega_0)}{\partial \omega} \left| \frac{\partial \omega}{\partial p^2} \right|_{\omega_0 = (\frac{p_0}{C})^{1/k}} \\
 &= f_\omega(\omega_0) \left| \frac{\partial \omega}{\partial p^2} \right|_{\omega_0 = (\frac{p_0}{C})^{1/k}}
 \end{aligned} \tag{2.21}$$

식 (13)에서 각속도가 0보다 크고, 각속도의 평균이 각속도의 표준편차보다 훨씬 클 경우 식 (2.21)의 편미분 값은 식 (2.22)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\left| \frac{\partial \omega}{\partial p^2} \right| = \frac{\partial \omega}{\partial p^2} = \frac{1}{2kC_2^2 \omega^{2k-1}} \tag{2.22}$$

SPL의 PDF를 각속도의 PDF를 사용하여 계산하면, 음압의 제곱과 SPL의 확률밀도함수는 식 (2.23)와 (2.24)과 같이 계산될 수 있다.

$$f_{p^2}(p_0^2 = (C_2 \omega_0^k)^2) = \frac{1}{2kC_2^2 \omega_0^{2k-1} \sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega_0 - \mu)^2}{2\sigma^2}} \Bigg|_{\omega_0 = (\frac{p_0}{C_2})^{1/k}} \tag{2.23}$$

$$f_{SPL}(SPL_0 = 10\log_{10}(p_0^2 / p_{ref}^2)) = \frac{\omega_0 \log 10}{20k\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega_0 - \mu)^2}{2\sigma^2}} \Bigg|_{\omega_0 = (\frac{p_0}{C_2})^{1/k}} \tag{2.24}$$

음압 제곱의 PDF를 각속도의 함수로 변환하였기 때문에 음압 제곱의 평균과 표준편차는 식 (2.25)과 (2.26)과 같이 각속도의 함수로 나타낼 수 있게 된다.

$$\begin{aligned}\mu_{p^2} &= \int_0^\infty p_0^2 f_{p^2}(p_0^2) dp^2 = \int_0^\infty \frac{C_2^2 \omega^{2k}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} \frac{d\omega}{dp^2} dp^2 d\omega \\ &= \int_0^\infty \frac{C_2^2 \omega^{2k}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega\end{aligned}\quad (2.25)$$

$$\sigma_{p^2} = \sqrt{\int_0^\infty (p_0^2)^2 f_{p^2}(p_0^2) dp^2 - \mu_{p^2}^2} = \sqrt{\int_0^\infty \frac{C_2^4 \omega^{4k}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega - \mu_{p^2}^2}\quad (2.26)$$

추력과 SPL의 평균과 표준편차를 회전속도의 함수로 정리하였기 때문에, CoV 또한 회전속도 불확도의 함수로 나타낼 수 있게 된다.

$$\begin{aligned}CoV_{SPL} &= \frac{\sigma_{p^2}}{\mu_{p^2}} = \sqrt{\int_0^\infty (p^2)^2 f_{p^2}(p^2) dp^2 - \mu_{p^2}^2} / \mu_{p^2} \\ &= \sqrt{\frac{C_2^4 \int_0^\infty \frac{\omega^{4k}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega}{\left(\int_0^\infty \frac{\omega^{2k}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega \right)^2} - 1}\end{aligned}\quad (2.27)$$

$$CoV_T = \sigma_T / \mu_T = \sqrt{\left(\int_0^\infty \frac{\omega^4}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega \right) / \left(\int_0^\infty \frac{\omega^2}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\omega-\mu)^2}{2\sigma^2}} d\omega \right)^2} - 1\quad (2.28)$$

식 (2.19)에서 추력과 음압의 비례식을 만들기 위해 곱해졌던 임의의 양의 상수는 식 (2.27)과 식 (2.28)에서와 같이 CoV를 구하는 과정에서 제거된다. 이는 CT가 회전속도에 강건한 모든 블레이드에 대해 RPS의 CoV에 따른 추력 및 SPL의 CoV는 식 (2.27) 및 (2.28)을 따른다는 것을 의미한다. 따라서 CT가 일정한 블레이드의

추력과 SPL의 CoV는 RPS의 CoV에 대해 그림 2. 15과 같은 관계를 갖는다. 이때, SPL과 추력의 CoV는 RPS의 CoV가 낮은 영역에서 RPS의 CoV와 대략적인 선형 관계를 갖는다. 특히 제안된 범위 내에서 RPS의 CoV에 따른 추력 및 SPL의 CoV는 RPS의 CoV에 비례하는 경향을 보였다. 본 연구에서는 식 (2.27) 및 (2.28)을 이용해 얻어진 CoV를 Stochastic RPS 실험을 통해 검증하였다.

그림 2.16은 식 (2.27)을 통해 계산된 SPL의 CoV와 Stochastic RPS 실험결과를 나타낸 그림이다. 그림 2.16(a)에서 OASPL의 CoV는 비정상 모드가 지배적인 케이스로 계산된 CoV와 비슷한 경향을 보였다. 이는 각속도가 확률적으로 변할 때, 비정상 모드가 형성됨에 따라 프로펠러의 하중 조화 성분과 일치하는 음압의 조화 성분이 지배적인 영향을 주기 때문으로 보인다. 반면에 1st BPF SPL의 CoV는 정상상태 모드 스케일로 계산된 결과와 비슷한 경향을 보였다. 이는 정상상태 모드의 경우 선행 연구[31]에서 밝혀진 바와 같이 1차 BPF SPL에 상당한 영향을 주기 때문으로 보인다. 또한 실험에서 측정된 SPL의 CoV는 RPS의 CoV가 0일때도 양의 값을 가졌으며, 이는 무향실의 재순환 효과 때문으로 보인다. 무향실 내에서 프로펠러 실험을 진행할 경우, 프로펠러의 후류가 무향실 내에서 재순환함에 따라 극히 짧은 시간 안에 재순환 효과가 발생하며, 재순환 효과는 BPF 조화 성분의 진폭에 영향을 미치고 광대역 소음을 유도해 OASPL과 1st BPF SPL의 CoV 또한 증가시킨 것으로 보인다[93,94].

또한, RPS의 CoV에 따른 OASPL의 CoV는 평균 RPS에 따라 다른 경향을 보였다. 평균 RPS가 105Hz 이하인 경우에는 그림 2.17(a)와 같이 OASPL의 CoV는 RPS의 CoV에 대해 비선형적인 관계를 가졌으며, 평균 RPS가 105Hz 이상일 때의 OASPL의 CoV는 그림 2.17(b)와 같이, 비정상 모드에서 예측된 결과와 동일한 경향을 보였다. 이러한 결과는 프로펠러의 팁 속도가 낮은 경우엔 프로펠러의 블레이드의 소음보단 모터 및 광대역 소음이 지배적인 영향을 주며,

프로펠러 팁 속도가 증가함에 따라 BPF 조화 성분 성분이 지배적인 소음원이 되기 때문으로 보인다.

결론적으로, 프로펠러의 회전속도 불확실성은 추력과 음의 톤 소음 성분에 영향을 주었으며, 이러한 현상은 프로펠러의 스펙트럼 특성을 변화시키고 추력 및 SPL의 변동을 야기하였다. 이에, 본 절에서는 각속도 불확도가 프로펠러의 공력 특성에 미치는 영향을 정량화하기 위해 스케일 법칙을 이용해 RPS 불확도에 따른 추력 및 SPL 불확도 예측 방법을 제시하였다. 하지만 본 절에서 제시한 방법은 CT가 RPS 변화에 따라 변하는 경우에는 사용할 수 없으며, 정규화된 변동폭인 CoV만을 예측할 수 있다. 이에 따라 평균을 포함한 변동 범위에 대한 예측을 진행하기 위해 확률적 시뮬레이션을 진행하였다.

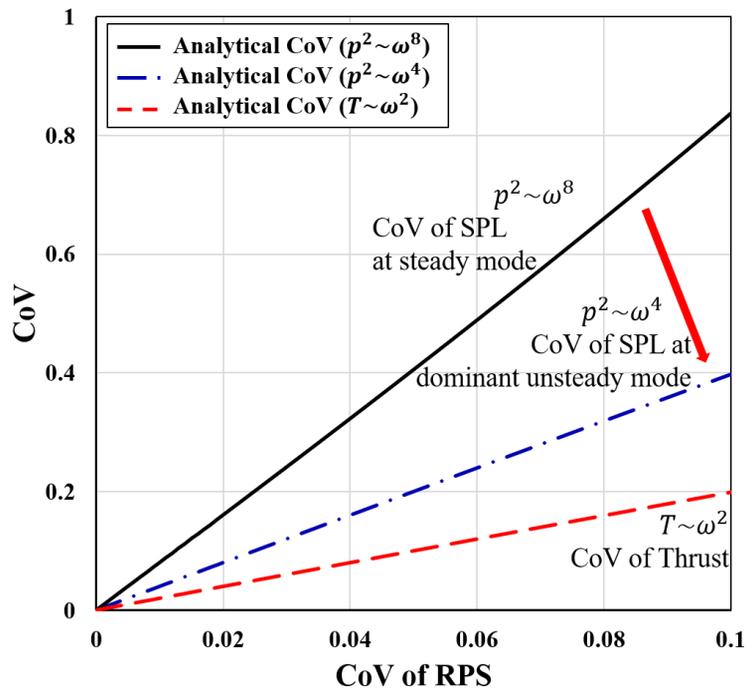
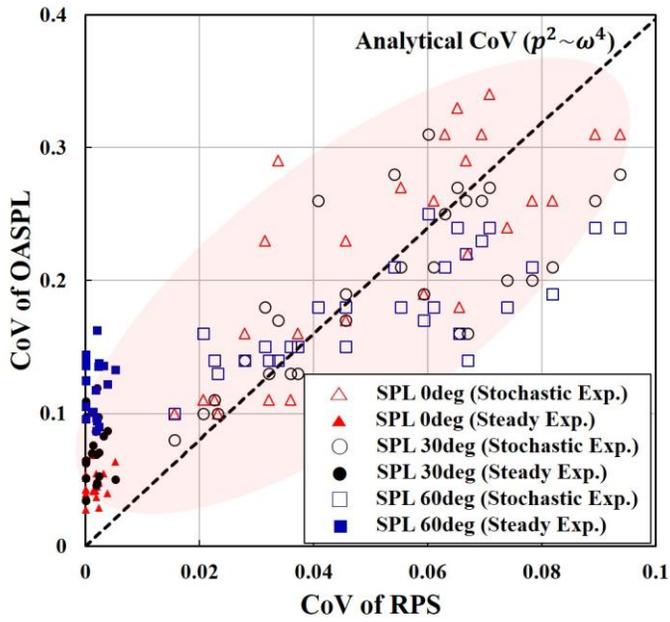
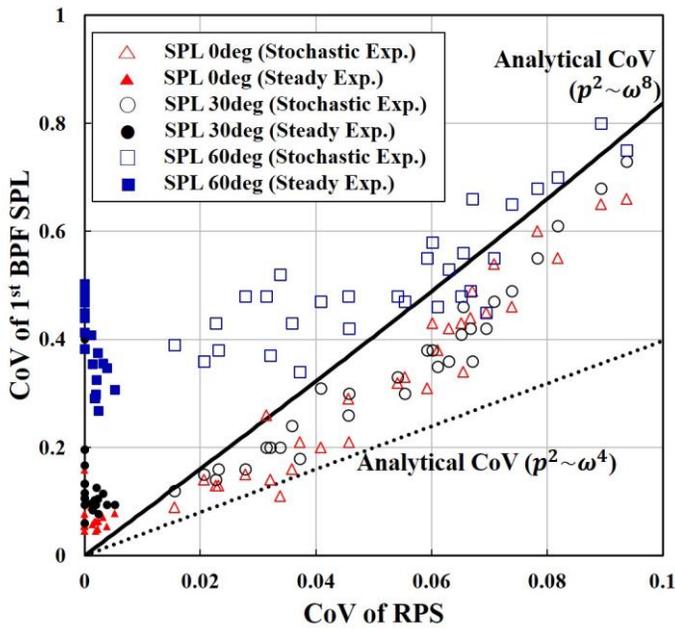


그림 2.15 Analytical CoV of SPL and thrust following to the CoV of RPS

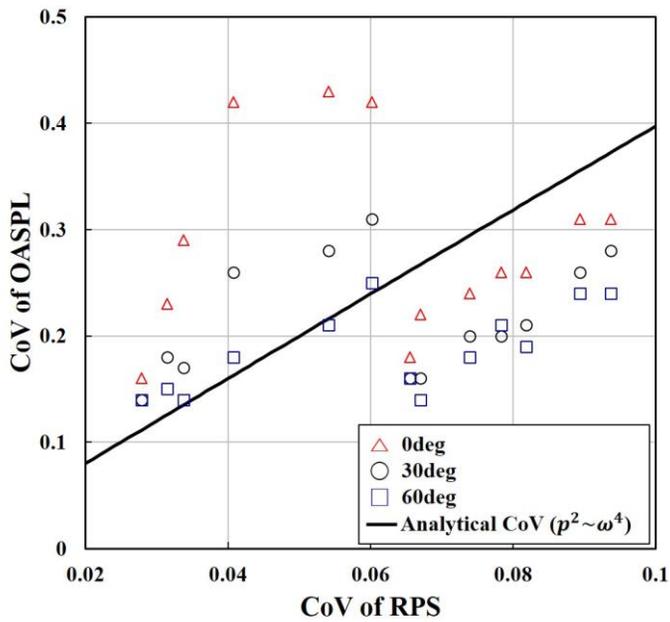


a) OASPL

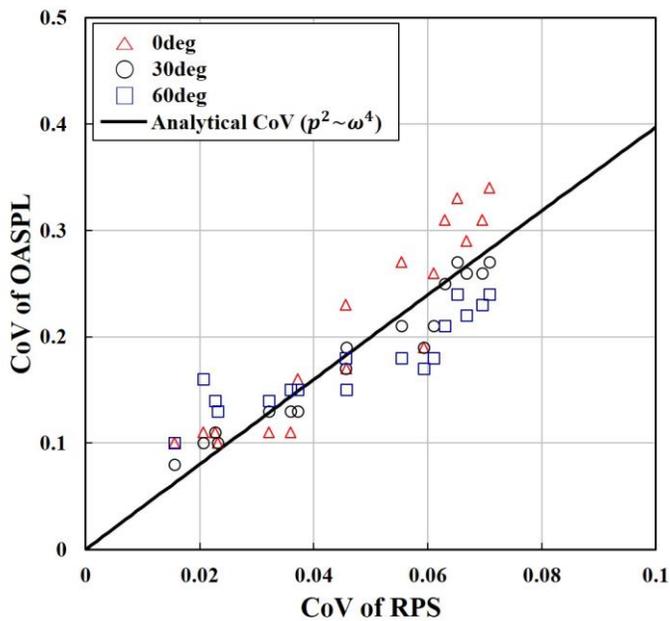


b) 1st BPF SPL

그림 2.16 Comparison of CoV of SPL change with respect to CoV of RPS at different angular location



a) RPS mean less than 105Hz



b) RPS mean over than 105Hz

그림 2.17 Comparison of CoV of SPL change with respect to CoV of RPS at different mean RPS

2.3.1. 프로펠러 예측 결과 검증 및 분석

앞 절에서는 추력 계수가 일정한 프로펠러에 대해 회전속도 불확도가 SPL 및 추력의 불확도에 미치는 영향을 정량화하고 예측할 수 있음을 보였으며 실험을 통해 검증하였다. 하지만 일반적인 프로펠러의 경우 회전속도에 따라 추력 계수가 변화하며, 이에 추력 계수가 회전속도의 함수인 경우에도 SPL과 추력의 불확도를 예측하기 위한 방법이 필요하다. 또한, 시뮬레이션 단계에서 불확도를 포함한 성능 예측을 위해서는 주어진 회전속도에 대한 공력 성능 및 공력 소음 예측 기법이 필요하며, 이에 본 절에서는 확률적 시뮬레이션을 제작함으로써, 추력과 SPL의 불확도를 포함한 예측이 가능한 시뮬레이션을 제작하고 앞 절에서 유도된 식과 실험 결과를 이용해 검증하였다.

본 연구에서 제작된 확률적 시뮬레이션은 일정한 회전 속도로 회전하는 프로펠러에 대해 선행 연구를 통해 검증된 정상상태 와류 격자 기법 기반 시뮬레이션을 이용하여 진행하였다[95]. 시뮬레이션을 통해 예측된 OASPL의 경우 1st BPF SPL 예측 결과와 유사한 값을 가졌으며, 그림 2.13과 같이 실험적으로 측정된 OASPL에 비해 TPP를 제외한 성분에 대해 낮은 경향을 보였다. 이는 본 연구에서 블레이드 주변의 유동 특성을 예측하기 위해 정상 상태 와류 격자 방법을 사용하였기 때문에 비정상 효과를 예측하지 못해 발생한 것으로 보인다. 정상 상태 와류 격자 기법은 음향학적으로 중요한 공기역학적 비정상 효과와 모터 소음을 예측할 수 없기 때문에 높은 BPF 조화 성분 및 광대역 소음 성분에 대한 예측이 불가능하며[28-31, 92], 이에 따라 본 연구에서는 상대적으로 비정상 효과와 모터 소음 영향을 덜 받으며, 그림 2.14와 같이 프로펠러 소음에서 핵심적인 성분인 1st BPF SPL에 대해 초점을 맞추고 분석을 진행하였다.

확률적 시뮬레이션은 실험과 동일한 회전속도 확률분포를 시뮬레이션에 넣어주며 진행되었으며, 각각의 케이스에 대해 추력 및 SPL 불확도에 대한 예측하고, 시뮬레이션을 통해 예측된 불확도를

포함한 추력 및 SPL의 값과 실험 값을 비교하는 방식으로 예측 성능 검증이 진행되었다.

확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 추력과 SPL의 불확도는 앞서 실험 결과와 같이 RPS의 CoV에 따른 추력의 CoV와 SPL 변화를 기준으로 정량화되었다. 확률적 시뮬레이션을 통해 얻어진 SPL과 추력 불확도는 그림 2.15에서 제시된 일정한 추력 계수를 가진 프로펠러의 해석적 해와 동일한 경향을 나타내었다. 이에 반해, 실험을 통해 얻어진 RPS의 CoV에 따른 추력의 CoV(그림 2.18(a))는 시뮬레이션 및 해석결과와 차이를 보였다. 이는 시뮬레이션의 경우 정상상태의 와류격자 기법을 이용하여 비정상 효과를 고려할 수 없었고, 해석적인 불확도 예측식의 경우 추력 변동이 미미하여 추력 변동이 무시할 수 있는 작은 섭동 상태로 가정했기 때문이다. 그러나 실제 프로펠러 실험에서는 각속도 변화가 추력에 큰 영향을 주었으며 이에 따라 예측 결과보다 낮은 불확도 값을 가졌다. 선행 연구결과에 따르면 비정상 공기역학 모델은 추력 진폭의 변화를 감소시키고[30], 교란된 후류가 추력에 영향을 유도[32]한다는 결과가 제시된 바 있으며, 이러한 효과로 인해 추력의 변동폭이 낮게 나타난 것으로 보인다. 이에 반해, 1st BPF SPL의 CoV는 시뮬레이션 예측 결과가 그림 2.18(b)와 같이 실험 측정값과 일치하는 결과를 보였다. 이는 앞서 언급하였듯이 비정상 효과가 1차 BPF SPL의 CoV에 미치는 영향은 미미하기 때문이다.

Stochastic RPS에 대한 추력과 1st BPF SPL의 예측 결과는 그림 2.19와 같다. 그림 2.19에서 확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 평균 추력 및 SPL은 정상 시뮬레이션에서 얻은 것과 유사한 결과를 보였으며, 이는 앞서 언급했듯이 정상상태 와류 격자 기법을 사용하였기 때문에 비정상효과에 따른 변동은 예측되지 않았기 때문이다.

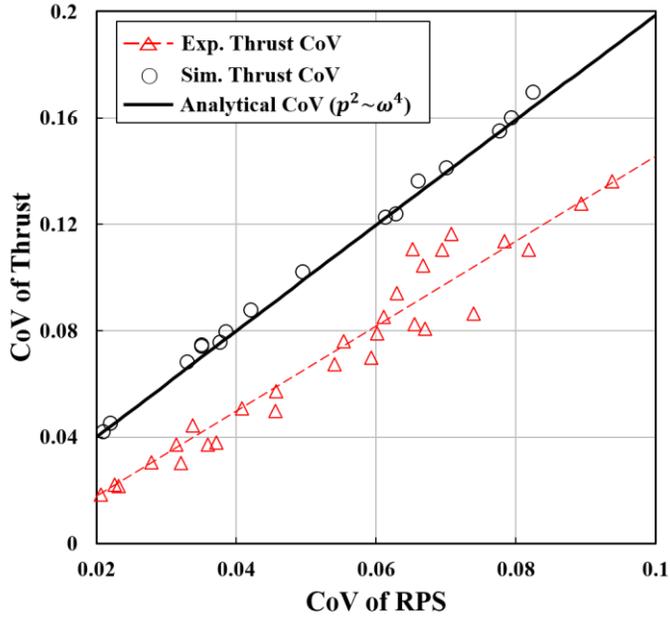
각각의 결과를 살펴보면 본 연구에서 수치적으로 예측된 추력은 그림 2.19(a)와 같이 실험적으로 측정된 프로펠러 추력과 유사한 경향을 보였다. 그러나 RPS가 증가할수록 시뮬레이션 결과와 실험 결과 사이의 차이가 커졌으며, 시뮬레이션으로 예측된 추력은 실험을 통해 측정된

평균 추력과 최대 6.5% 정도의 오차를 가졌다. 이는 RPS의 CoV가 3.5%일 때의 95% 신뢰 구간의 범위 안에 포함된다.

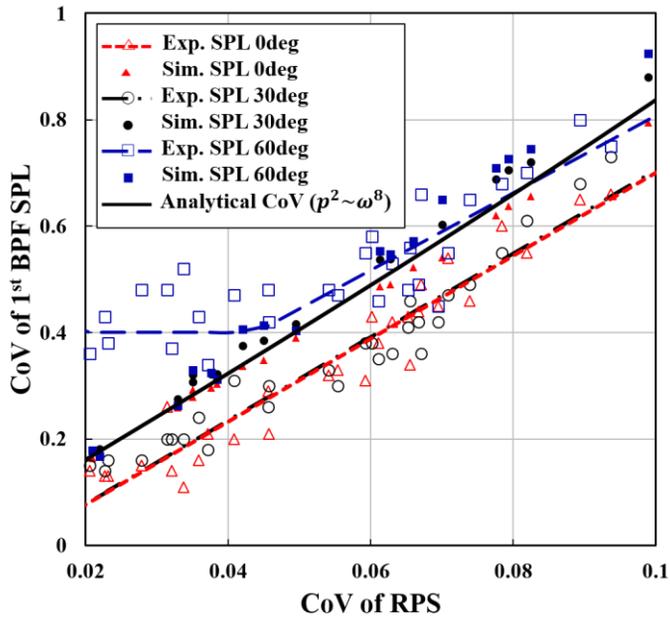
확률적 시뮬레이션으로 예측된 1st BPF SPL과 Stochastic RPS 실험 결과를 비교한 결과는 그림 2.19(b)와 같다. 그림 2.19(b)에서와 같이 1st BPF SPL의 경우 확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 결과가 실험을 통해 측정된 결과와 모든 각도에서 3dB 미만의 차이를 가지는 것으로 나타났다. 이는 추력과 동일하게 RPS의 CoV가 3.5%일 때의 95% 신뢰 구간의 범위 안에 포함된다.

시뮬레이션 및 실험의 주파수 스펙트럼을 비교한 결과는 그림 2.20과 같다. 그림 2.20에서 일정한 회전속도의 시뮬레이션으로 예측된 결과는 2nd BPF까지 실험결과와 3dB 이내로 예측할 수 있었다. 확률적 시뮬레이션의 경우 예측된 BPF 조화성분의 평균 음압 에너지를 회전속도에 따른 음압 에너지의 PDF에 곱해줌으로써 주파수 성분 예측이 가능하였다. 본 방법을 통해 회전속도가 랜덤하게 변화하는 경우에도 1st BPF SPL은 3dB 이내의 오차로 예측 가능하였다. 이에 반해 2nd BPF는 실험과 차이가 발생하였으며, 이는 실험에서 측정된 음압은 2nd BPF가 비정상효과에 의해 회전속도가 일정한 경우보다 더 높은 값을 가졌기 때문으로 보인다.

정리하면, 확률적 시뮬레이션으로 예측된 결과는 예측 기법의 한계로 비정상상태로 인해 발생하는 효과를 예측할 수 없었으며, 이에 본 연구에서는 추력과 비정상효과에 따른 영향이 비교적 적은 1st BPF SPL를 이용해 예측 성능 검증을 진행하였다. 예측 결과 추력과 1st BPF SPL의 불확도는 앞 절에서 유도된 식 및 실험결과와 동일한 경향을 보였으며, 주파수 스펙트럼의 변동폭 또한 예측 가능함을 보였다. 따라서, 본 연구에서 사용된 정상상태 후류모델을 통한 확률적 시뮬레이션은 비정상 효과를 제외한 프로펠러의 공력 성능에 대해 불확도를 포함한 예측이 가능함을 보였다.

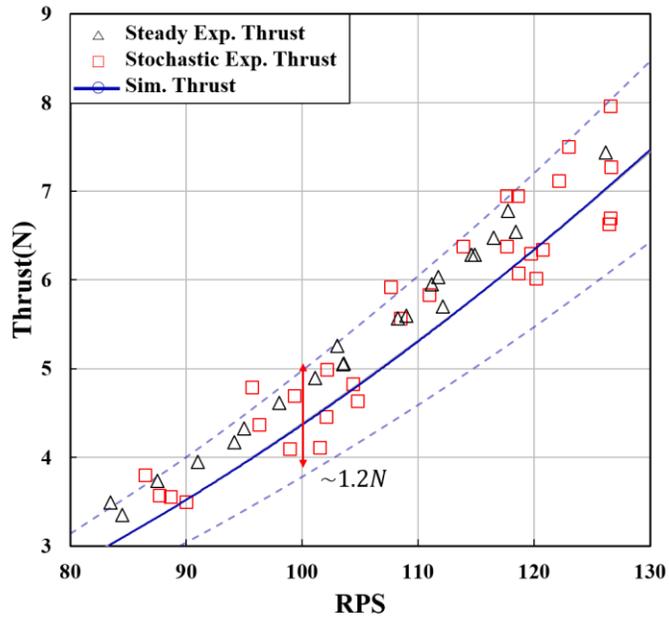


a) CoV of thrust

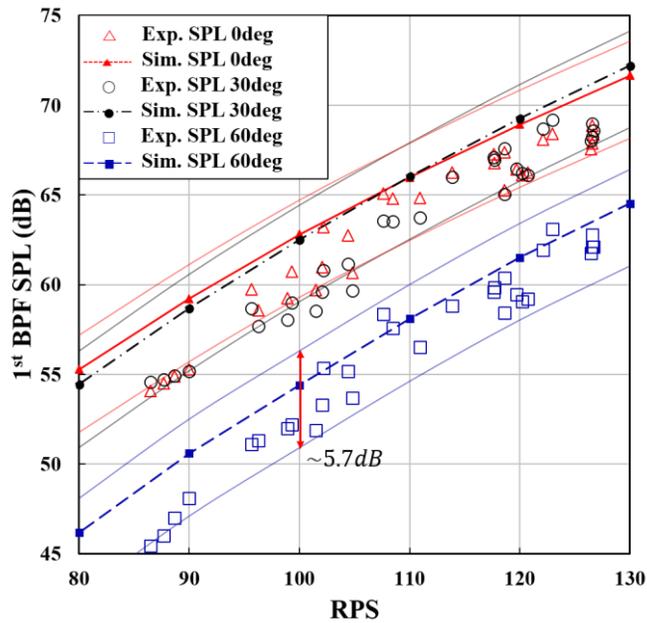


b) CoV of 1st BPF SPL

그림 2.18 Comparison of experimental and numerical prediction of propeller CoV of thrust and CoV of SPL



a) RPS vs 1st BPF SPL



b) RPS vs 1st BPF SPL

그림 2.19 Comparison of experimental and stochastic simulation results with a 95% confidence interval when CoV of RPS is 3.5%

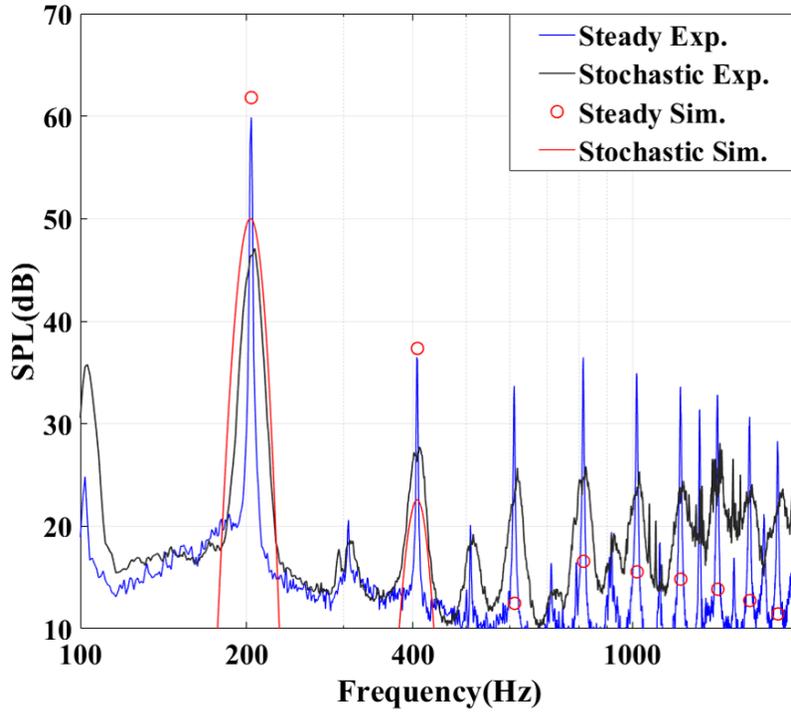


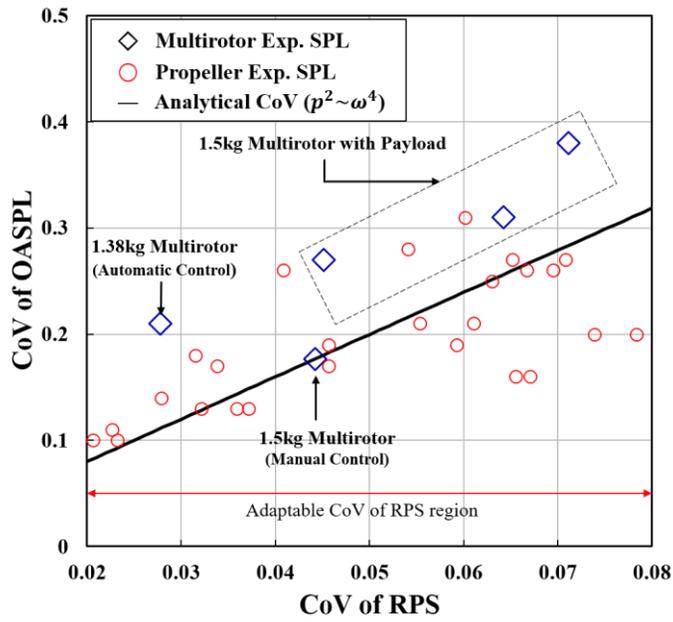
그림 2.20 Frequency spectrum comparison of experimental and simulation results

2.3.2. 멀티로터 소음 및 프로펠러 소음 비교

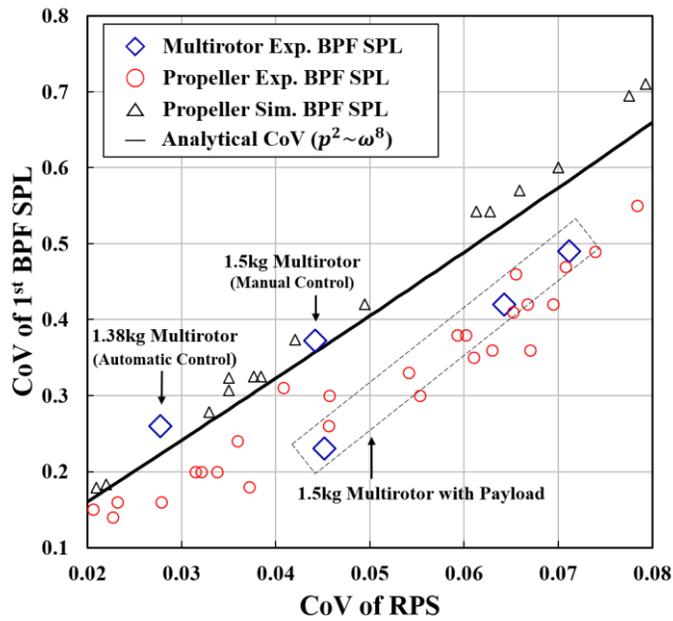
본 절에서는 회전속도 불확도를 포함한 프로펠러 실험 및 시뮬레이션 결과와 호버링 운행 중 측정된 멀티로터의 프로펠러 소음을 비교함으로써, 프로펠러에 대한 확률적 시뮬레이션을 통해 멀티로터의 프로펠러 소음 예측 가능성을 분석하였다. 분석은 TPP로부터 30° 위치에서 측정된 값을 이용하여 진행되었으며, SPL 불확도 및 정규화된 주파수 스펙트럼을 비교하였다.

멀티로터와 프로펠러의 회전속도 불확도에 따른 SPL의 불확도를 살펴보면 그림 2.21과 같다. 그림 2.21(a)는 30° 위치에서 측정된 RPS의 CoV 변화에 따른 OASPL의 CoV 변화를 나타낸 그림이다. 본 연구에서는 멀티로터의 평균 RPS 및 CoV of RPS의 변화에 따른 CoV of SPL 측정을 위해 멀티로터에 추가 페이로드를 적재하며 측정을 진행하였다. 멀티로터 실험 결과 그림 2.3과 같이 페이로드가 증가할수록 각각의 프로펠러 RPS 평균 및 표준편차 또한 증가하는 것으로 나타났다.

이를 단일 프로펠러 실험 결과와 비교하면 CoV of RPS에 따른 멀티로터의 CoV of OASPL은 프로펠러의 CoV of OASPL에 비해 높은 값을 가졌지만 동일한 경향을 보였다. 이는 멀티로터가 다수의 프로펠러로 구동되며, 본 연구에서 진행한 시뮬레이션은 블레이드 간의 간섭 효과, 비정상 효과 및 모터 소음을 고려하지 못하기 때문으로 보인다. 이에 반해, 비정상 효과 및 모터 소음의 영향이 비교적 적은 1st BPF SPL CoV의 경우 그림 2.21(b)와 같이 멀티로터 실험 결과와 프로펠러 실험 및 해석 결과가 유사한 값을 보였다. 이때, 프로펠러의 시뮬레이션 결과는 페이로드가 없는 멀티로터의 측정값과 유사한 경향을 보였으며, 프로펠러 실험 결과는 페이로드가 있는 멀티로터의 실험값과 유사한 경향을 보였다. 이는 페이로드 유무에 따른 멀티로터의 평균 RPS의 차이 및 RPS 변화에 대한 프로펠러 후류의 반응 때문에 나타난 것으로 보인다.



a) CoV of OASPL



b) CoV of 1st BPF SPL

그림 2.21 Comparison of CoV of SPL of the multirotor and propeller at angular location of 30 degrees

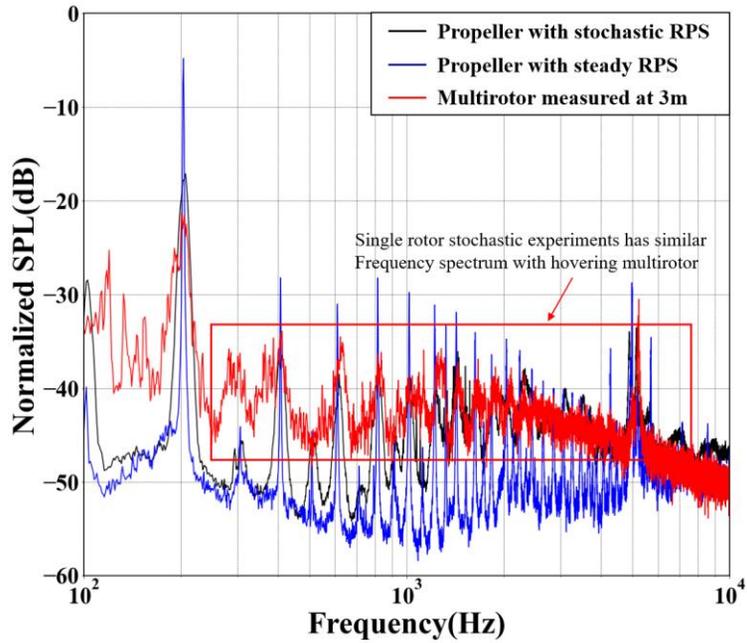
프로펠러의 후류는 회전속도의 변화보다 느리게 발달되기 때문에 [27], 프로펠러의 후류는 불안정한 블레이드 운동에 대해 지연 응답을 가지며, 이에 따라 프로펠러 성능의 변화 정도는 후류 안정성 특성에 따라 달라진다. 일반적으로 프로펠러의 평균 추력이 증가함에 따라 후류 강도는 증가하고 후류의 동역학적 특성 또한 안정된다[28-29]. 따라서 멀티로터의 후류강도 측면에서 멀티로터의 평균 회전속도에 따른 CoV of SPL 반응을 설명할 수 있다.

페이로드가 없는 경우, 멀티로터의 평균 RPS는 페이로드가 있는 경우에 비해 상대적으로 낮은 값을 가진다. 평균 RPS가 낮아짐에 따라 동일 CoV of RPS에서 RPS의 표준편차 또한 낮아지며, 이에 따라 후류의 영향이 작아져 멀티로터의 CoV of 1st BPF SPL은 프로펠러의 확률적 시뮬레이션 결과와 유사한 값을 가지게 된다. 멀티로터에 페이로드가 없는 경우 낮은 RPS로 인해 상대적으로 약한 후류 강도를 가질 뿐만 아니라 다수의 프로펠러 후류가 서로 상호 작용하여 후류 강도가 감소한다. 결과적으로 낮은 CoV of RPS에서 멀티로터 실험의 결과는 단일 프로펠러 시뮬레이션의 결과와 잘 일치하게 된다. 페이로드가 있는 경우, 멀티로터의 CoV of RPS가 높을 뿐 아니라 RPS의 평균과 표준 편차 또한 커지게 된다. 이에 따라 페이로드가 있는 멀티로터의 후류 구조는 더욱 견고하고 후류 상호 작용 효과가 약해져 후류 상호작용이 유도 속도에 미치는 영향 또한 작아지게 된다. 또한, 이러한 강력한 후류 구조로 인해 후류 영향이 강해져 멀티로터의 CoV of 1st BPF SPL은 프로펠러의 실험 결과에 가까워 진다.

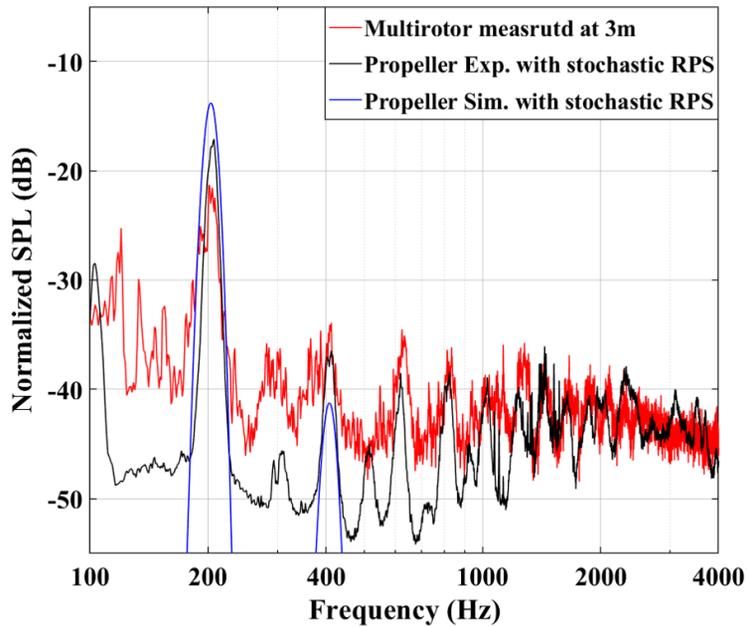
멀티로터와 프로펠러 소음의 주파수 스펙트럼을 비교하면 그림 2.22와 같다. 확률적 RPS를 갖는 프로펠러 스펙트럼이 정상 RPS를 갖는 프로펠러 스펙트럼에 비해 멀티로터 주파수 스펙트럼과 유사함을 확인할 수 있다. 특히, 고차 BPF 하모닉스 부근의 소음의 경우, 회전속도 변화 특성을 추가해준것으로 프로펠러 실험과 멀티로터 측정 결과가 비슷한 경향을 보였고, 이는 RPS 변화에 따른 BPF 하모닉스의 편차가 고차 하모닉스로 갈수록 커지고, 중위 주파수 영역에서는 BPF

고조파성분들간에 겹침 현상이 일어나, 중위 주파수 SPL이 광대역 소음과 유사한 경향을 보이기 때문으로 보인다(그림 2.22(a)). 이에 그림 2.20과 같이 확률적 시뮬레이션으로 예측된 결과와 프로펠러 및 멀티로터 실험 결과의 정규화된 주파수 스펙트럼을 비교하면 그림 2.23(b)와 같다. 본 연구에서 진행한 시뮬레이션은 비정상 효과 및 광대역 소음을 예측할 수 없어 정규화시 1st BPF 성분의 영향이 과대 예측되었으며, 이에 따라 정규화된 SPL 값은 차이를 보였다. 그럼에도 불구하고 확률적 시뮬레이션을 통해 BPF 고조파 성분에 대한 회전속도 변동에 따른 주파수 변동 특성을 예측 가능하였다. 이러한 결과는 호버링 중인 멀티로터 소음의 변동 및 주파수 스펙트럼에 대해 회전속도 불확도를 갖는 프로펠러 실험 및 확률적 시뮬레이션을 통해 어느 정도까지 예측이 가능함을 보여준다.

본 장에서는 멀티로터의 최대 기울임 각을 기반으로 제시된 회전속도 불확도 범위에 대해 프로펠러의 실험 및 확률적 시뮬레이션을 통해 호버링 운행 중인 멀티로터 프로펠러의 소음 변동 및 주파수 스펙트럼을 예측할 수 있음을 보였다. 이에 본 연구에서는 본 장에서 확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행하고 실험을 통해 검증함으로써, 시뮬레이션 기반 멀티로터 프로펠러 소음 예측 및 저감 관련 연구를 수행하였다.



a) Comparison of multirotor noise and propeller noise



b) Comparison of multirotor noise and predicted propeller noise

그림 2.22 Normalized SPL spectrum comparison of multirotor and propeller at 30 degree

3. 능동 소음 제어 시뮬레이션 개발

본 장에서는 능동 소음 제어에 따른 프로펠러 소음 저감 성능 예측을 위해 능동 소음 제어에 따른 저감 성능 및 음장 변화 예측이 가능한 능동소음제어 시뮬레이션을 제작하였으며 실험을 통해 검증하였다. 본 연구에서는 시뮬레이션을 검증하기 위해 원통형 덕트와 3차원 음향학적 열린 공간에 대해 능동 소음 제어에 따른 저감 성능 및 음장 변화를 예측하고 실험과 비교를 진행하였다. 원통형 덕트 내 시뮬레이션 검증을 통해 기본적인 예측 성능 및 능동 소음 제어 제어기의 샘플링 주파수에 따른 저감 성능에 대한 분석을 진행하였으며, 3차원 음향학적 열린 공간에 대해 시뮬레이션을 진행함으로써, 능동 소음 제어 시스템 배치에 따른 음장 변화 예측 성능을 검증하였다.

3.1. 능동 소음 제어 시뮬레이션 방법

3.2.1 음장 예측 기법

전산공력음향학(Computational aeroacoustics, CAA)은 항공 음향 현상을 수치적으로 시뮬레이션하기 위해 개발된 기법으로, 시간 종속적인 음향학적 문제에 대한 예측을 위해 사용된다. 음파는 등방성, 비분산성 및 비소산성인 것에 반해 CFD는 분산성, 비등방성 고소산성의 특성을 갖기때문에[96] 일반적인 CFD를 이용하여 음향 문제를 해석할 경우 음파가 진행됨에 따라 점차적으로 분산 및 소산되어 음파가 계산 격자를 통해 정확하게 전달되지 않는다. 이 문제를 해결하기 위해 Tam 등은 선형 오일러 방정식에 대해 파동 분산 관계를 보존하여 음파를 효과적으로 전파시킬 수 있는 DRP(Dispersion-Relation-Preserving) Scheme을 제시했다[69]. DRP scheme에서 선형 파동 방정식은 주파수와 파수 사이의 분산 관계로 인코딩되고[96], 주파수와 파수 사이의 관계는 고속 푸리에 변환을 사용하여 구해진다. DRP scheme은

고속 푸리에 변환을 사용하여 최적화된 스텐실 및 시간 이산화 계수를 구하여 수치적으로 계산된 파수와 실제 파수 간의 오차를 최소화한다. 이를 통해 분산 및 소산 오차를 최소화시켜 선형 파동 전파를 고정밀도로 예측할 수 있다. 그러나 DRP 기법은 Cartesian grid에 대해 정의되어 있어 다양한 형태에 대한 시뮬레이션은 어려움이 따른다. 이에 Cheong 과 Lee [97]는 계산 영역이 아닌 물리적 영역을 기반으로 수치 계수를 최적화하여 곡선 격자를 모사할 수 있는 GODRP(Grid-Optimized Dispersion-Relation-Preserving) 기법을 제안하였다.

본 연구에서는 원통형 덕트에 GODRP 방식을 사용하고, 열린 공간에 DRP 방식을 사용하여 시뮬레이션을 제작하였다. 본 연구에서는 계산 시간을 줄이기 위하여, 음향상사법을 통해 얻어진 소음원을 음장에 전파시키는 방식으로 진행되었으며, 선형화된 오일러 방정식을 이용하여 진행하였다. 본 연구에서 사용된 선형 오일러 방정식 및 DRP Scheme은 식(3.1)~(3.4)와 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (3.1)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ u \\ v \\ w \\ p \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} M_x \rho + u \\ M_x u + p \\ M_x v \\ M_x w \\ M_x p + u \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} M_y \rho + v \\ M_y u \\ M_y v + p \\ M_y w \\ M_y p + v \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} M_z \rho + w \\ M_z u \\ M_z v \\ M_z w + p \\ M_z p + w \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$H_{l,m,n}^{(k)} = -\frac{1}{\Delta x} \sum_{j=-3}^3 a_j E_{l+j,m,n}^{(k)} - \frac{1}{\Delta y} \sum_{j=-3}^3 a_j F_{l,m+j,n}^{(k)} - \frac{1}{\Delta z} \sum_{j=-3}^3 a_j G_{l,m,n+j}^{(k)} \quad (3.3)$$

$$U_{l,m,n}^{(k+1)} = U_{l,m,n}^{(k)} + \Delta t \sum_{j=0}^3 b_j H_{l,m,n}^{(k-j)} \quad (3.4)$$

식 (3.1)과 (3.2)은 길이 단위가 L, 시간 단위가 L/c_0 , 밀도 단위 및 압력 단위가 ρ 및 ρc^2 인 무차원 선형 오일러 방정식이다. 식(3.1)에서 U는 무차원 변수 벡터이고, E, F, G 항은 각 방향에 대한 무차원 플럭스 벡터이며, 식(3.2)에서 M_x , M_y , M_z 는 각 방향의 무차원화된 평균

속도이다. DRP Scheme은 식 (3.3)과 같이 각 플럭스 벡터의 공간도함수를 이산화하여 계산을 진행한 후 식(3.3)에서 얻어진 변화량을 식(3.4)와 같이 다음 타임 스텝으로 전달하는 방식으로 계산된다. 본 연구에서는 경계에서의 안정성을 보장하기 위해 인공 감쇠 항을 추가하였으며, 4차 DRP Scheme을 이용하여 진행되었다. 식 (3.3)과 식 (3.4)의 공간 차분 계수 및 시간 차분 계수는 C.K. Tam [96]의 책의 값을 참고하여 결정하였다.

3.2.2 능동 소음 제어 시뮬레이션

CAA를 이용하여 ANC를 시뮬레이션하기 위해서는 시뮬레이션 내에서 ANC 시스템의 동작 과정을 구현해줄 필요가 있다. 일반적으로 CFD에서 시간 스텝 사이즈는 특성 길이와 Δt 에 의해 결정되는 무차원 변수이다. 한편, ANC 시스템의 시간 스텝은 컨트롤러의 샘플링 주파수에 따라 결정되는 물리적인 시간 변수이다. ANC 컨트롤러는 샘플링 주기를 기반으로 시스템을 작동시키며, 매 시간 차분마다 음압을 측정하고, 출력을 계산하여 ANC 필터를 업데이트 한다. 따라서 ANC 시뮬레이션을 하기 위해서는 물리적 시간인 가상 ANC 시스템의 시간 차분과 무차원 변수인 음장의 시간 스텝을 연결시킬 필요가 있다. 본 연구에서는 길이 스케일을 기반으로 물리적 시간을 계산하며, 계산 영역의 물리적 시간과 ANC 시스템의 작동 주기가 일치하면 ANC 알고리즘을 작동시키는 가상제어기를 이용해 계산 영역에서 ANC 시스템을 구현하였다. ANC 시뮬레이션 및 ANC 알고리즘의 개략도는 그림 3.1에 나타나 있다.

그림 3.1의 덕트 케이스에 대해 소스 및 제어 스피커는 모든 Time-step에서 입력된 음압을 방출한다. 스피커 및 소스에서 방출된 음압은 계산 영역 내에서 공간 차분과 시간 차분을 통해 계산된 후 유동 벡터를 업데이트하며 전파된다. 이때, 가상 ANC 컨트롤러는 각 Time-step에 대한 물리적 시간을 계산한다. 계산 시간과 ANC 활성화 주기가

같아지면 가상의 능동 소음 제어기는 시뮬레이션의 레퍼런스 마이크 및 에러 마이크 지점에서 압력 값을 수신하여 ANC 알고리즘을 실행하고 그림 3.1과 같이 적응형 필터와 스피커 출력을 업데이트한다.

본 시뮬레이션에서는 단순한 구조로 인해 ANC 기기에서 널리 사용되는 FxLMS 알고리즘이 사용하여 가상 제어를 제작하였다. FxLMS 알고리즘은 수정된 LMS(Least Mean Square) 알고리즘으로 그림 3.1과 같이 에러 마이크에서 압력 값의 평균 제곱 오차(MSE) 기울기를 사용하여 디지털 필터를 최적화하는 방식이다. 이때, ANC 시스템에서 에러 마이크 위치의 압력 변동은 원하는 응답과 시스템 출력 간의 오차로 간주할 수 있게 된다. ANC 시스템이 작동하면 방출된 스피커 출력 값이 음향학적 경로를 통해 에러 마이크에 도달하고, 스피커에서 방출된 출력은 음향학적 경로를 통과하면서 시간 지연 및 소산이 발생하게 된다. FxLMS 알고리즘은 스피커에서 방출된 출력이 진행되는 음향학적 경로를 Secondary path filter로 모델링하고 ANC 시뮬레이션에 넣어줌으로써, 스피커와 에러 마이크 사이의 음향학적 경로를 고려할 수 있다. 본 연구에서는 백색 잡음을 소음원으로 하는 제어 스피커의 압력 신호를 이용하여 LMS 시뮬레이션을 진행, Secondary path filter를 획득하였으며 실험을 통해 Secondary path filter를 검증하였다. Secondary path filter를 검증한 후에는 FxLMS 알고리즘을 사용하여 대상 노이즈에 대한 ANC 시뮬레이션을 수행하였다.

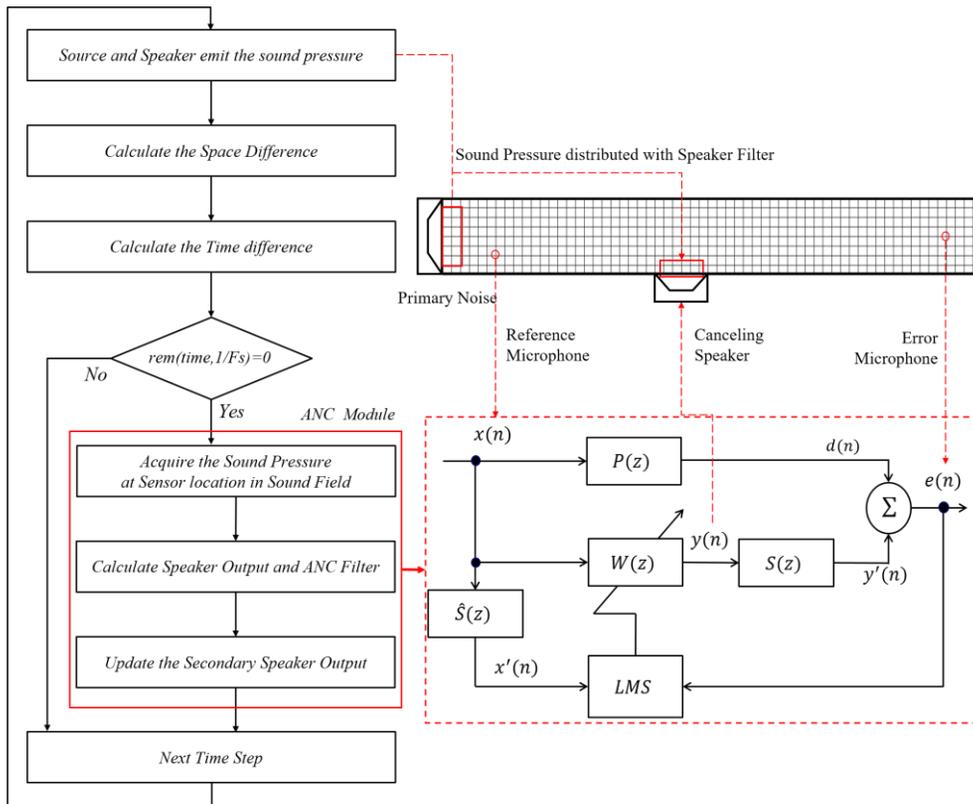
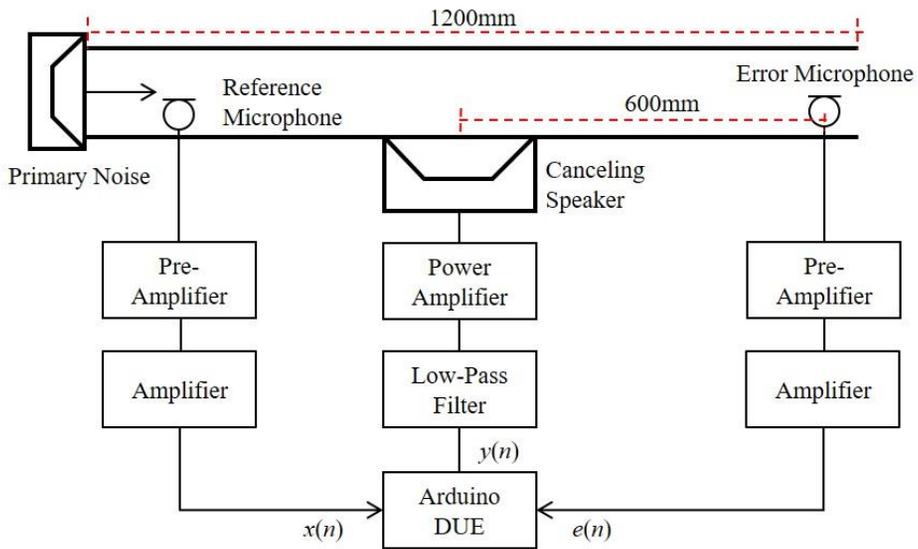


그림 3.1 Flow chart of the ANC simulation

3.2. 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증 방법

본 연구에서는 아두이노 DUE를 컨트롤러로 [98] 능동소음제어 시스템을 제작하였으며, 본 연구에서 제작된 능동 소음 제어 제어기는 최대 샘플링 주파수가 2000Hz, 필터 길이는 13으로 제작되었다. 능동 소음 제어 시뮬레이션에 대한 검증은 원통형 덕트와 무향실 내에서 수행되었다. 첫 번째 실험은 원통형 덕트에서 수행되었으며 이때 덕트의 직경은 12cm, 덕트의 길이는 120cm이다. 덕트 실험의 경우 제안된 수치해석 방법의 성능을 검증하기 위해 하나의 컨트롤러와 SISO ANC를 사용하여 진행하였으며, 샘플링 주파수의 변화에 따른 저감 성능 예측 검증을 진행하였다.

두 번째 실험은 무향실에서 수행되었으며, 두 개의 컨트롤러 및 두 개의 에러 마이크를 이용해 이중 SISO-ANC 시스템을 제작함으로써 분산형 ANC를 구현하였다. 무향실은 폭, 길이, 높이가 각각 3.1m, 3.1m, 2.2m이며, ANC 시스템은 2m x 2m 면적에 설치되었다. 소음원 스피커는 무향실 끝에 위치하며 레퍼런스 마이크는 소음원 스피커에서 200mm 떨어진 곳에 위치하였다. 두 ANC 시스템의 제어 스피커는 그림 4와 같이 소스 스피커 위치로부터 1450mm 떨어진 곳에 위치하고 스피커 사이의 거리는 1500mm이다. 에러 마이크는 소스 스피커로부터 1900mm 위치에 있으며(그림 3 참조), 두 에러 마이크 사이의 거리(d_{err})는 초기에 500mm로 설치되었으며, 시뮬레이션을 통해 최적 위치를 찾고 변경하였다. 자세한 실험 세팅은 그림 3.3에 나타나 있다. 무향실에 대한 실험은 두 부분으로 나누어 수행되었다. 먼저, SISO ANC 성능 검증을 진행 후 마이크 간 거리가 500mm인 두 개의 SISO ANC 시스템을 사용하여 분산형 ANC 시스템에 대한 시뮬레이션의 예측 성능 검증을 수행하였다. 이후 ANC 시뮬레이션을 사용하여 분산 ANC 시스템의 에러 마이크 간의 거리 최적화를 수행하고, 실험을 통해 검증함으로써 시뮬레이션의 음장 예측 성능을 검증하였다.

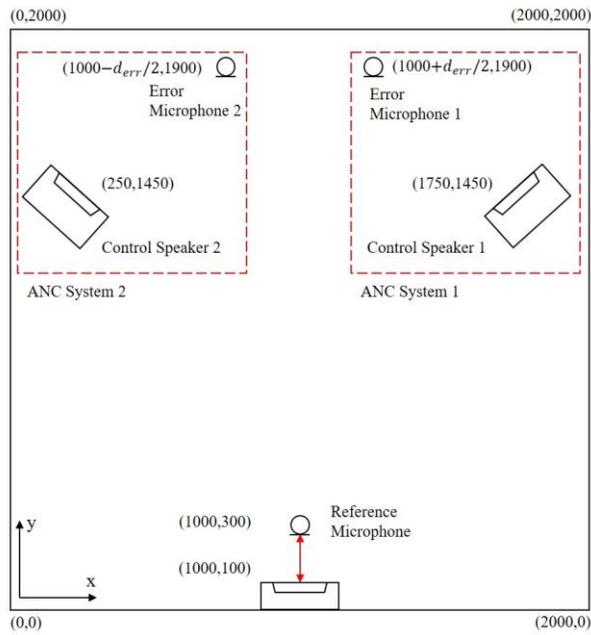


(a) Schematic diagram of duct ANC experiments



(b) Duct ANC experimental setup

그림 3.2 Schematic diagram of the ANC system on cylindrical duct



(a) Schematic diagram of 3D open space ANC experiments



(b) 3D open space ANC Experimental Setup

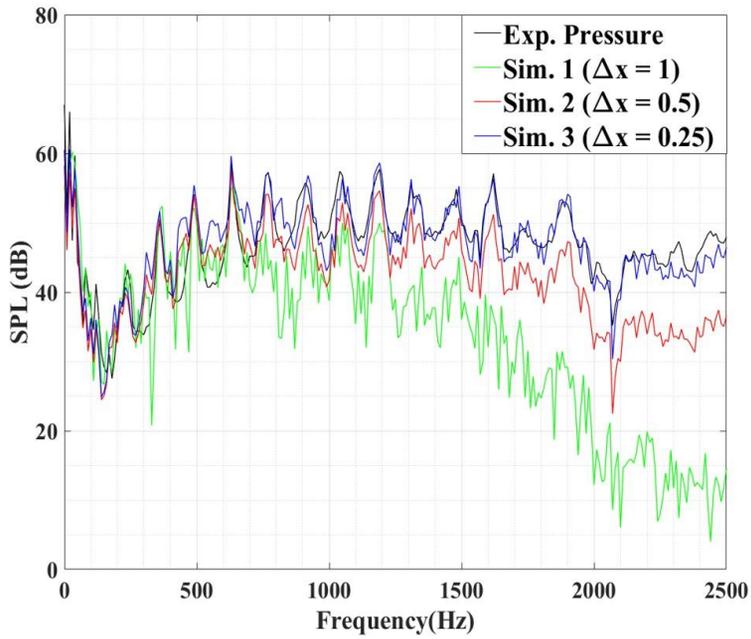
그림 3.3 Schematic diagram of the ANC system on 3D open space

3.3. 원통형 덕트 내 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증

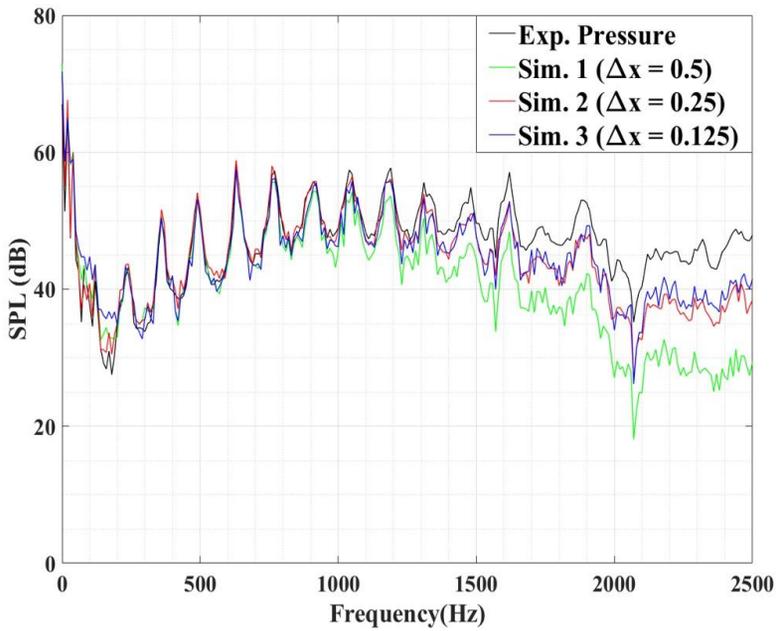
ANC 시뮬레이션의 소음 저감 성능을 검증하기에 앞서 본 장에서는 먼저 백색 소음을 이용하여 시뮬레이션의 음장 예측 성능을 검증하였다. 레퍼런스 마이크 위치에서 시뮬레이션과 실험의 압력 값을 동일하게 맞춘 후, 에러 마이크에서 시뮬레이션을 통해 전파된 압력 값과 실험을 통해 측정된 압력의 값을 비교하는 방식으로 진행되었으며, 실험적으로 측정된 압력 값 및 시뮬레이션을 통해 예측된 압력 값의 주파수 스펙트럼 결과는 그림 3.4와 같다.

주파수 스펙트럼 비교 결과 격자가 거칠수록 고주파 영역의 오차가 크고, 격자 크기가 작을수록 고주파 영역의 오차가 감소함을 볼 수 있다. 이는, 주파수가 증가함에 따라 파장 또한 짧아지고 이에 거친 격자를 통한 시뮬레이션으로는 짧은 파장을 포착하기가 어렵기 때문이다. 3차원 원형 덕트의 예측 결과 그림 3.4(a)와 같이 격자 크기가 $\Delta x = 0.25$ 일 때 본 연구에서 관심이 있는 샘플링 주파수 영역(2000Hz)까지 실험 결과와 일치하는 것을 볼 수 있었으며, 2차원(2D) 결과는 그림 3.4(b)와 같이 $\Delta x = 0.25$ 이하에서도 1000Hz 이상 영역에서 차이를 보였지만, 2000Hz 이내의 영역에 대해 수용 가능한 범위 내에 오차를 가졌다.

주파수 스펙트럼을 바탕으로 시뮬레이션의 예측 성능을 검증한 결과 4차 DRP 방식에 필요한 최소 격자 수의 2배인 한 파장에 약 16점 이상의 격자가 포함될 때 주파수 성분을 포착할 수 있음을 보았다. 따라서 격자 크기는 예측할 주파수 영역을 기반으로 결정되어야 하며, 본 연구에서는 최대 ANC 샘플링 주파수(즉, 2000Hz)를 기준으로 예측 성능과 계산시간을 고려해 격자 크기를 선택하였다. 이에, 3D 시뮬레이션의 격자 크기는 $\Delta x = 0.5$ 및 2D 시뮬레이션의 격자 크기 $\Delta x = 0.25$ 로 정한 후 시뮬레이션을 진행하였다.



(a) 3D cylindrical duct simulation



(b) 2D duct simulation

그림 3.4 FFT results of the sound pressure at error microphone in the experiments and simulation with a different mesh size

격자 크기를 정한 후 ANC 시뮬레이션에 대한 검증을 진행하였다. ANC 시뮬레이션에 대한 검증은 먼저 Secondary path filter에 대해 진행되었다. Secondary path filter는 FxLMS 알고리즘에서 음향 경로를 모델링하는 데 사용되며, Secondary path filter는 제어기에서 제어 스피커 에러 마이크까지의 시스템 구조 및 음향 경로에 따른 지연시간 및 소산을 나타낸다. 일반적으로 Secondary path filter는 백색 소음을 제어 스피커에서 방출한 후 에러마이크에서의 측정된 음압 값과 스피커에서 방출한 출력 값을 비교함으로써 구할 수 있다. 본 연구에서 원통형 덕트에 대해 실험 및 시뮬레이션을 통해 얻어진 Secondary path filter는 그림 5와 같다.

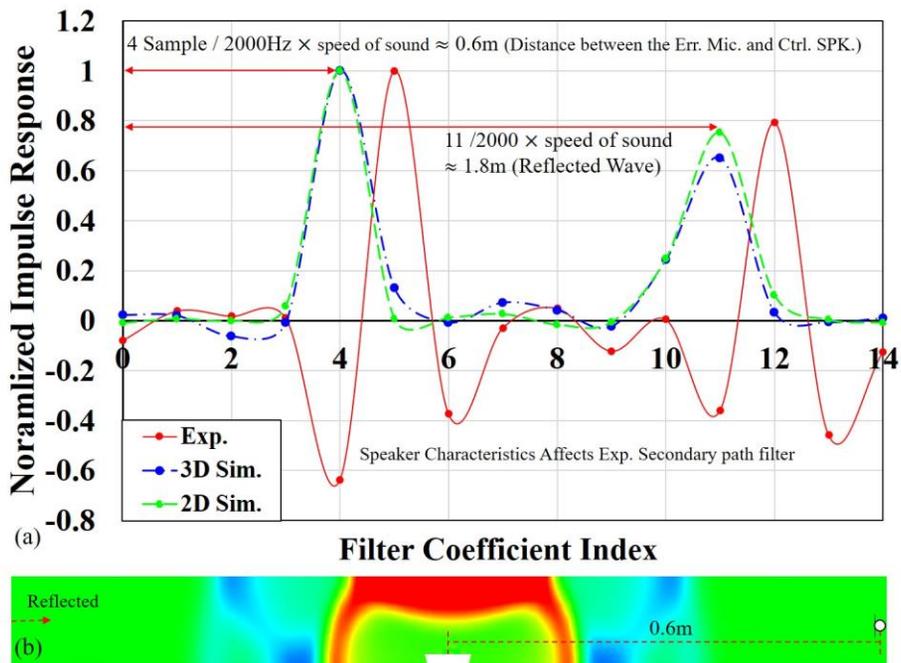


그림 3.5 Secondary path filter prediction results: (a) Normalized filter amplitude, (b) Sound field of the simulation

그림 3.5에서 시뮬레이션에서 예측된 Secondary path filter는 4번째 11번째 샘플에서 피크를 갖는 반면, 실험에서 측정된 Secondary path filter는 5번째 및 12번째 샘플에서 피크를 가지며 주위에 필터 값이 리플을 가진다. 이는 스피커와 에러마이크 사이의 거리와 관련있는 값으로, 검증을 진행한 덕트의 음향학적 경로와 같다. 그림 5(b)와 같이 덕트는 소스 위치에서 닫혀 있고 보조 스피커와 에러 마이크 사이의 거리는 약 0.6m이므로 직접 전파 시 약 0.00177초가 필요하며, 이는 2000Hz의 샘플링 주파수에서 약 4샘플의 지연을 가진다. 또한 벽에 의해 반사된 첫 번째 파동은 약 11 샘플 지연(약 0.0035초) 후에 에러 마이크에 도달한다. 따라서, 시뮬레이션에서 예측된 Secondary path filter는 스피커에서 방출되는 음파가 이상적인 시간 지연을 가지며 분산 없이 에러 마이크에 도달했을 경우의 필터값으로써, 이는 출력 장치의 출력을 고려하지 않은 경우 합리적인 예측이다. 시뮬레이션 결과와 실험 결과의 차이는 스피커 특성에 의해 발생한 현상으로 덕트 내 시뮬레이션에서는 본 효과를 고려하지 않았다. 시뮬레이션에서 제어 스피커에 추가적인 지연이나 스피커의 기계적 움직임을 추가하지 않을 경우 시뮬레이션은 이상적인 지연 및 진폭 감쇠에 대해 예측하며, 스피커 특성을 추가해줄 경우, 실험에서 발생하는 기계적 특성을 고려할 수 있게 된다. 이에 음장 특성에 따라 스피커 특성을 넣어줌으로써, 결과를 보정할 수 있으나 본 절의 경우 덕트 내의 음장이 1차원 전파 특성을 가지기 때문에 본 절에서는 스피커 특성을 고려하지 않았다. 결론적으로 CAA 시뮬레이션을 통한 음향 경로 필터는 합리적인 오차 내로 예측할 수 있음을 보았다.

ANC 성능 검증은 200, 300, 400Hz 주파수 구성요소의 다중 톤 노이즈를 이용해 진행하였다. 본 연구에서는 Arduino DUE를 컨트롤러로 사용했기 때문에, 계산량의 한계로 인해 2000Hz 이상의 샘플링 주파수에서 음향 피드백은 고려하기 어렵다. 이에 먼저, 제어기가 음원으로부터 레퍼런스 시그널을 직접 수신하고 음원의 샘플링 주파수가 2000Hz인 음향학적 피드백이 없는 상황에 대해 ANC

시뮬레이션 및 실험을 진행하였다. ANC 시뮬레이션은 실험과 동일한 진폭의 멀티 톤 소음으로 수행되었다. 이를 통해 샘플링 주파수가 ANC 성능에 미치는 영향 및 ANC 동작에 따른 음장 변화도 분석하였다.

그림 3.6(a)는 ANC On/Off에 따라 실험에서 측정된 에러 마이크에서의 음압과 시뮬레이션에서 예측된 음압을 나타낸 그림이다. 시뮬레이션은 실험과 동일한 소음원을 사용하기 때문에 ANC가 작동하지 않는 경우, 시뮬레이션에서 예측된 에러 마이크의 음압은 실험과 거의 동일한 값을 갖는다. 이 상태에서 최적화된 필터를 이용해 ANC 시뮬레이션을 진행하게 되면 음압이 급격히 감소해 빠르게 최적 값에 수렴한다. 시뮬레이션에서 능동 소음 제어에 따라 저감된 음압은 실험을 통해 측정된 값과 유사한 SPL 값을 가질 뿐만 아니라 그림 3.6(b)에서 나타난 바와 같이 ANC 작동에 후 남아있는 압력 리플 또한 예측할 수 있다.

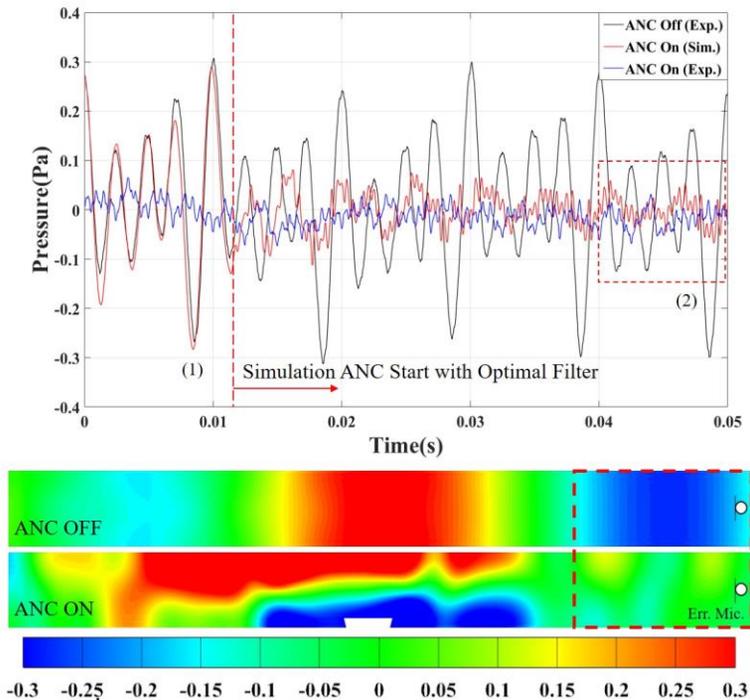
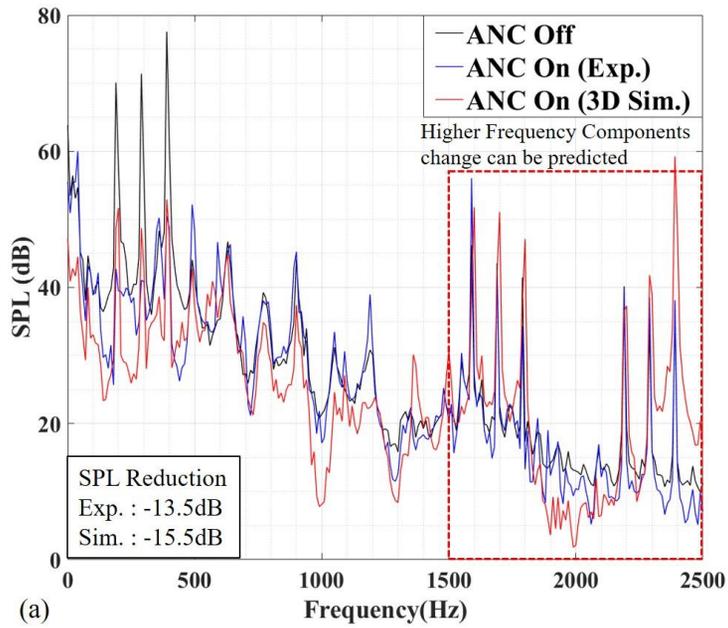
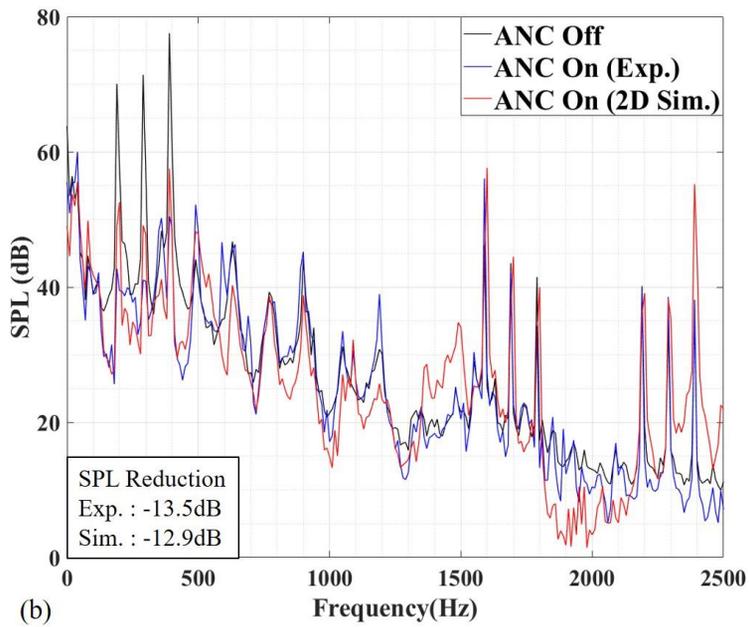


그림 3.6 Sound pressure change following the ANC operation in the duct:
 (a) Sound pressure, (b) Sound field change following the ANC operation



(a) 3D cylindrical duct



(b) 2D duct simulation

그림 3.7 Frequency spectrum of the ANC simulation

ANC가 작동하기 전의 음장은 그림 6(b. ANC OFF)와 같으며, 능동소음제어가 작동한 후의 음장은 그림 6(b. ANC ON)과 같다. ANC가 작동하지 않을 경우 덕트 내 음장은 1차원 파동을 형성한 후 덕트 외부로 전파된다. ANC가 작동하면 제어 스피커에서 반대 위상의 음파를 방출하고 덕트 내 음장이 상대적으로 복잡해져 여러 마이크에서 약간의 리플이 관찰되게 된다.

그림 3.7은 시뮬레이션과 실험을 통해 측정된 여러 마이크의 주파수 스펙트럼을 비교한 결과이다. 그림 3.7(a)은 3D로 예측된 결과와 실험값을 비교한 그래프이며, 그림 3.7(b)는 2D로 예측된 값과 실험값을 비교한 결과이다. 실험과 시뮬레이션은 동일한 주파수에서 국부적인 피크 압력을 가졌으며 관심 영역 내에서 시뮬레이션과 실험 사이의 오차는 2dB 미만을 가졌다. 저감 후의 주파수 스펙트럼을 살펴보면 시뮬레이션에서는 피크 주파수에 집중되어 있었음에 반해 실험에서 측정된 값은 스피커 및 음향 경로의 효과로 인해 피크 주파수뿐만 아니라 주변 주파수 영역에도 퍼져 있는 것 또한 볼 수 있다. 또한, 원통형 덕트에 대해 3D 시뮬레이션과 2D 시뮬레이션 모두 높은 예측 성능을 가지는 것을 볼 수 있었다. 이는 덕트의 길이가 충분히 길어 덕트 내부의 음장이 1차원 파동처럼 움직임에 따라, 2D 케이스의 결과와 3D 케이스에 차이가 발생하지 않았기 때문으로 보인다. 능동 소음 제어 작동에 따른 주파수 스펙트럼 결과를 자세히 살펴보면, 실험과 시뮬레이션 모두에서 '샘플링 주파수의 하모닉스 +/- 목표 주파수'의 성분을 갖는 고주파수 성분이 증가하는 것을 볼 수 있다. 이러한 고주파 성분은 능동 소음 제어가 작동하지 않는 경우에도 존재하는 것을 통해 스피커 출력을 제어하는 제어기의 샘플링 주파수와 관련이 있음을 확인할 수 있으며, 그림 3.6(b, ANC ON)과 같이 ANC 작동에 따른 리플에 의해 더 증가하는 것을 볼 수 있다. 따라서 레퍼런스 마이크 및 단일 톤 소음을 이용한 실험과 시뮬레이션을 통해 능동 소음 제어에 따른 고 주파수 성분의 증가 현상을 분석하였다. ANC 동작에 따른 고주파 성분 증가 현상을 분석하기 위해 실험과

시뮬레이션의 샘플링 주파수와 소음원의 주파수를 각각 1000Hz와 250Hz로 설정하였으며, 소스의 샘플링 주파수는 44100Hz로 설정함으로써, ANC가 작동하지 않을 경우 레퍼런스 마이크에서 측정된 신호에서 타겟 성분의 소음 이외의 소음이 측정되지 않도록 실험과 시뮬레이션을 구성하였다. 이렇게 구성된 시뮬레이션 및 실험을 통해 얻어진 고 주파수 성분은 그림 3.8과 같이 750Hz, 1250Hz, 1750Hz 및 2250Hz에서 국소적 피크를 갖는 주파수 스펙트럼을 보였으며, 이는 능동 소음 제어에 따라 증가하는 고주파 성분이 샘플링 주파수의 조화 성분 \pm 목표 주파수임을 보여준다. 이 현상의 발생원인을 더욱 자세히 분석하기 위해 음압의 시간 신호와 음장을 시각화하였다.

그림 3.9(a)는 ANC가 활성화되는 동안 가상 컨트롤러와 음장 각각에 대해 측정된 에러 마이크 신호를 나타낸 결과이다. 그림 3.9(a)에서 ANC 동작시 컨트롤러에서 측정된 압력 값은 꾸준히 감소하며, 리플이 발생하지 않는다. 이에 반해, 음장으로부터 얻어진 음압의 값은 컨트롤러의 측정 값 사이에 발생하는 리플로 인해, 컨트롤러보다 낮은 저감 성능을 보이게 된다. 이러한 현상을 시각화하기 위해 그림 3.9(b)와 같이 ANC 동작에 따른 압력 값의 등고선을 나타내었다. 그림 9(b)에서 ANC 필터가 최적화된 필터로 수렴됨에 따라 덕트의 파동은 파편화되는 경향을 보이며 이렇게 발생한 파편 파는 목표 소음보다 작은 파장을 가지게 되고 일부의 파편화된 파동은 증가된 고주파 성분의 파장과 동일한 파장을 갖는 것을 볼 수 있다. 즉, 이러한 파편화된 파동으로 인해 능동소음제어 작동 시 고 주파수 성분이 증가하며, 이러한 현상은 능동 소음 제어에 따라 발생하는 불가피한 현상이다.

마지막으로, ANC 샘플링 주파수의 변화에 따른 ANC 저감 성능 변화를 보기 위해 다양한 샘플링 주파수, 즉 1000Hz, 2000Hz 및 3000Hz의 샘플링 주파수로 250Hz 톤 노이즈 소음에 대한 ANC 시뮬레이션을 진행하였다. 이 중, 1000Hz와 2000Hz에 대해서는 실험을 통해 검증을 진행하였다. 그림 3.10(a)는 ANC 샘플링 주파수에 따른 최적화된 필터 사용시 ANC 시뮬레이션내 타임 시그널을 보여준다.

그림 10(a)에서 빨간색 점선은 컨트롤러에서 측정된 음압 (ANC가 동작하는 시간 차분의 음압)을 나타내고 검은색 선은 샘플링 주파수 변화에 따른 연산 영역(음장)의 음압을 나타낸다.

가상 제어가 측정된 음압은 그림 3.10(a)와 같이 ANC가 동작함에 따라 세 가지 케이스 모두 급격히 감소하는 경향을 보였고, 수렴시 모든 케이스에 대해 목표 주파수에서 24dB 이상의 감소를 보였다. 반면에, 계산영역에서의 음압은 ANC가 동작함에 따라 감소하지만, 이산화된 스피커 출력의 변화와 지속적으로 변화하는 소스 음압 사이의 잔류 오차가 발생함에 따라 리플이 나타나며, 이러한 리플로 인해 가상제어기에서 측정된 저감성능보다 낮은 저감 성능을 보였다. 또한, 그림 3.10(a)에서와 같이 샘플링 주파수가 증가함에 따라 음장 내 소음 저감 성능은 향상되었으며 이는 실험을 통해 검증할 수 있었다. 이러한 잔차가 주파수 영역에 미치는 영향을 주파수 스펙트럼에서 보면 그림 3.10(b)와 같다.

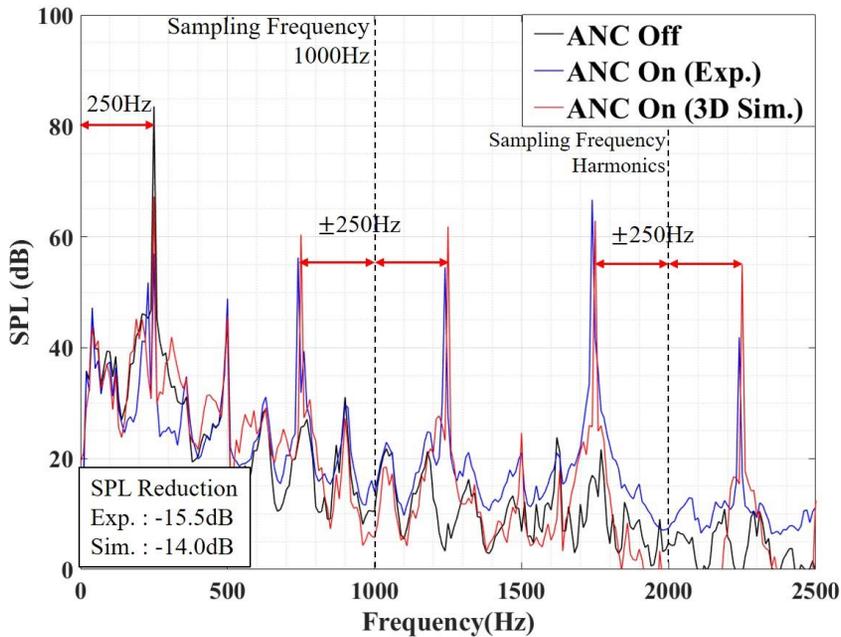


그림 3.8 Frequency spectrum of the tonal noise ANC with a sampling frequency of 1000 Hz

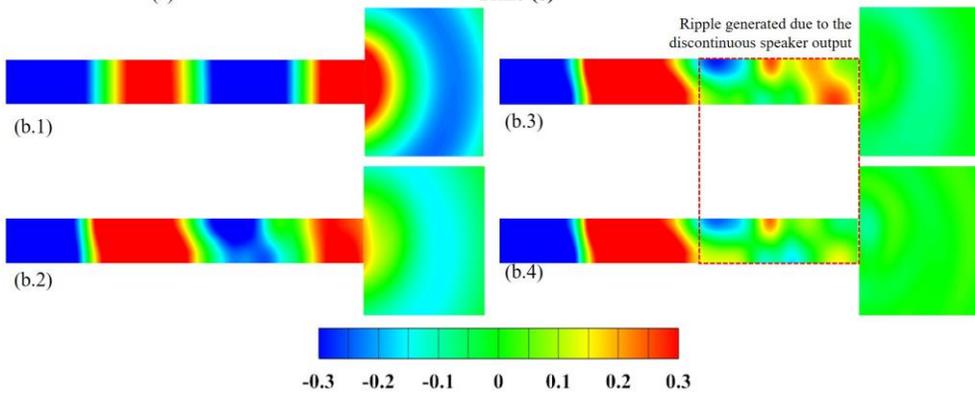
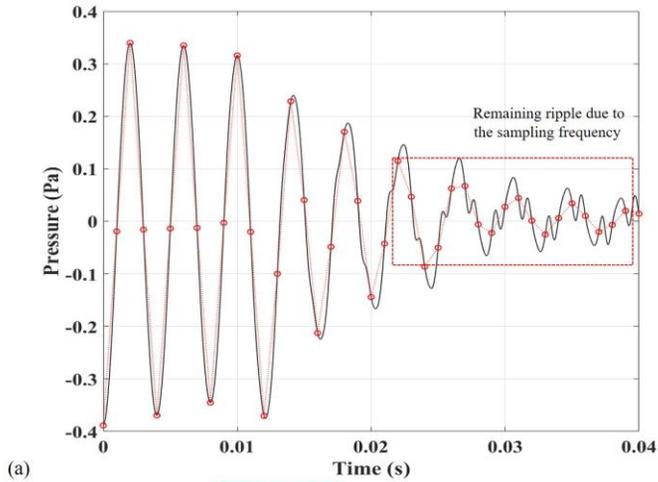
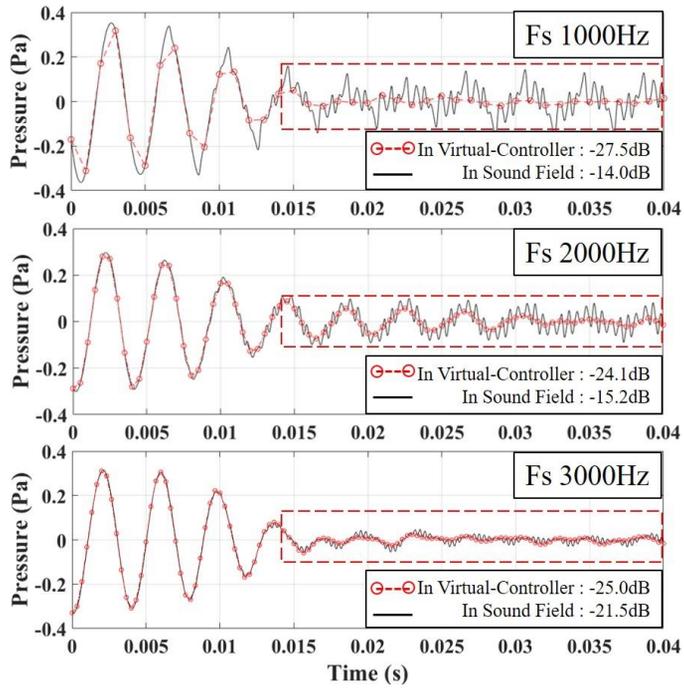
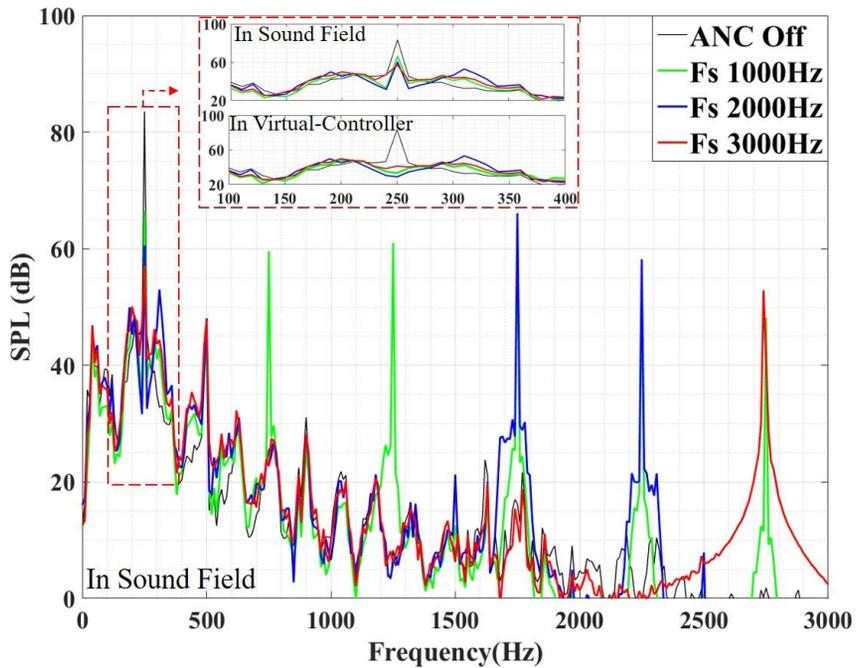


그림 3.9 Sound pressure change following the ANC operation: (a) Controller-sound field pressure change in time domain, (b) Sound field change with ANC operation in the duct



(a) Time-domain results



(b) Frequency spectrum results

그림 3.10 Sound pressure reduction following the sampling frequency change

컨트롤러에 의해 측정된 저감 성능과는 달리 음장 내에서의 저감 성능은 샘플링 주파수가 증가할수록 증가하였다. 이는 스피커의 출력 변경 속도가 빨라짐에 따라 이산화된 스피커 출력과 소음원 간의 차이가 줄어들기 때문이다. 또한, 음압이 상승한 주파수 영역은 '샘플링 주파수 하모닉스 +/- 목표 주파수'와 관련이 있으며, 이에 따라 샘플링 주파수에 따라 다른 피크 값을 가졌다.

본 절에서 살펴보았듯이 능동소음 제어 컨트롤러의 샘플링 주파수는 ANC 성능에 직접적인 영향을 미치는 변수로 고주파 노이즈의 원인이자 SPL 감소 성능의 기준이 된다. 따라서 ANC를 설계할 때 시뮬레이션을 기반으로 샘플링 주파수의 영향을 검토할 필요가 있으며, 이에 프로펠러에 능동소음제어를 적용하기 위해서는 시뮬레이션을 통해 예측을 진행할 필요가 있다.

요약하면 가상제어기를 이용한 능동 소음 제어 시뮬레이션은 원통형 좌표계에 대해 능동소음제어의 소음 저감 성능을 높은 정확도로 예측할 수 있었으며 제어기의 샘플링 주파수에 따른 저감 성능 변화 또한 예측할 수 있음을 보였다.

3.4. 3차원 공간 내 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증

3차원 공간에 ANC 시스템을 설치하기 위해서는 여러 번의 실험을 통한 최적화 프로세스가 필요하다[55]. 하지만 능동 소음 제어 시스템 최적화를 위해 실험을 진행하는 경우 다량의 노력과 비용이 발생한다. 특히, 멀티로터 소음에 대해 실험을 통해 능동 소음 제어 시스템을 최적화하기에는 많은 어려움이 따른다. 이에 본 절에서는 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 3차원 열린 공간 내 능동소음제어에 따른 음장 변화 및 저감량 예측 성능을 검증하고 시뮬레이션 기반 최적화를 진행하고 검증함으로써 시뮬레이션 기반 능동 소음 제어 시스템 설계가 가능함을 보였다.

ANC 시뮬레이션의 예측 성능 검증은 동일한 조건에서 진행된 ANC 실험 결과와 여러 마이크 및 추가적인 마이크의 SPL 변화량을 예측한 후 실험을 통해 검증하는 방식으로 진행되었다. 검증은 먼저 SISO ANC 시스템에 대하여 진행하였으며, 이후 분산형 ANC 시스템의 배치에 따른 성능 예측 및 검증을 진행하였다. 본 절에서는 그림 3.3과 같이 무향실 내에서 능동소음제어 실험을 수행하였으며, 실험과 동일한 조건으로 시뮬레이션을 진행하였다.

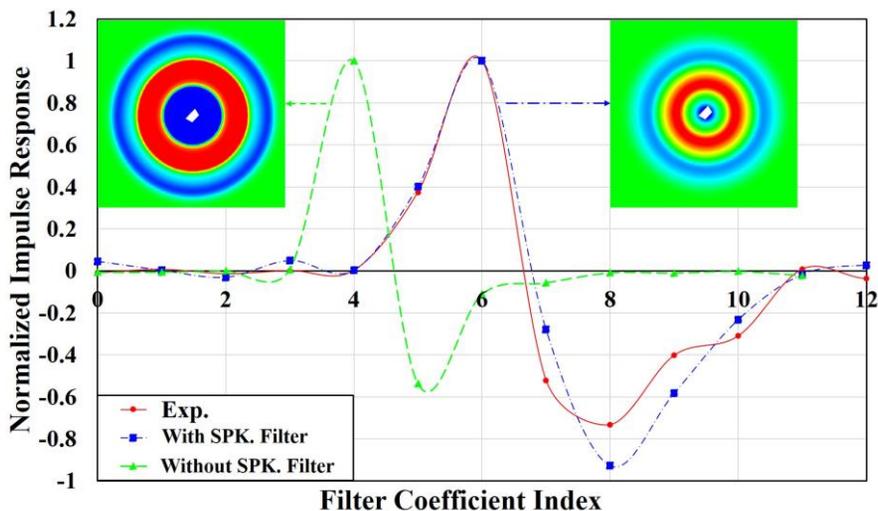
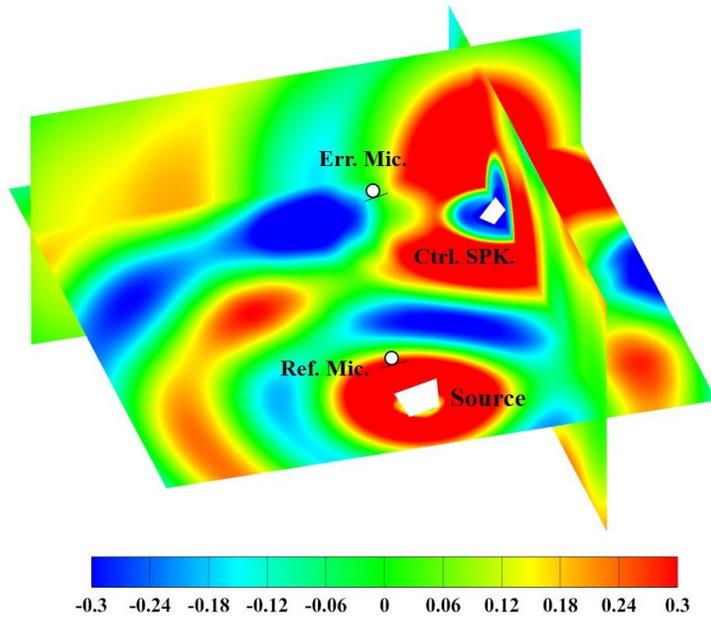


그림 3.11 Secondary path filter of the open space case with speaker filter

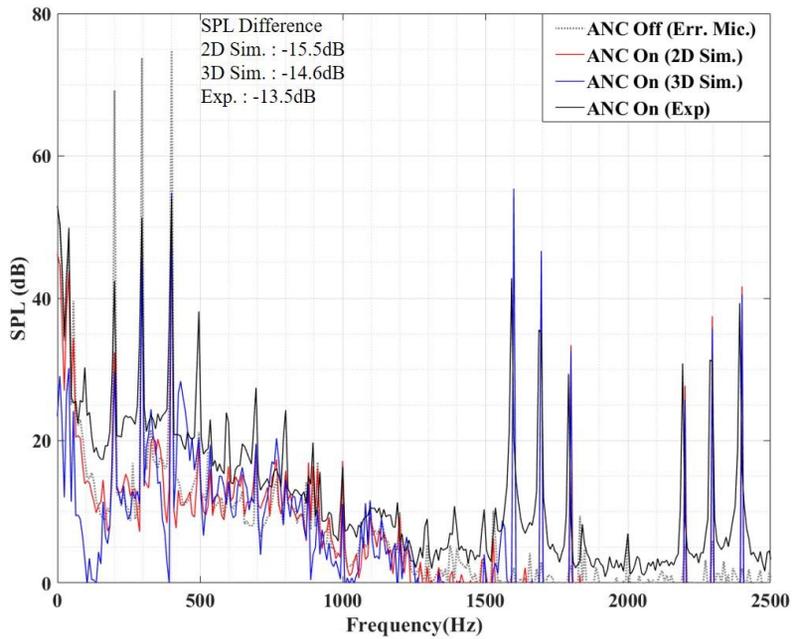
SISO ANC 시뮬레이션은 그림 3.3의 ANC 시스템 1을 사용하여 검증되었으며, 분산형 ANC 시뮬레이션은 두 개의 에러 마이크 사이의 거리를 변경하며 진행하였다. 분산형 ANC 시뮬레이션에서 초기 에러 마이크 사이의 거리는 500mm로 설정하였다.

본 절에서 진행한 SISO ANC 시스템에서 보조 스피커와 에러 마이크 사이의 거리는 약 670mm이기 때문에 이론적인 이차 경로 필터는 그림 3.11의 스피커 필터가 없는 케이스의 값과 동일하게 제어 스피커에서 음파를 방출한 후 4번째 샘플에서 피크를 가져야 한다. 그러나 실험에서 측정된 Secondary path filter는 스피커와 음향기기의 특성으로 인해 그림 3.11과 같이 지연된 충격 응답을 가졌으며, 열린 공간에서의 능동소음제어는 덕트와는 달리 스피커 특성이 음장 전체에 영향을 주어 저감성능에도 영향을 주는 변수가 된다. 이에 본 절에서는 제어 스피커의 출력에 스피커 필터를 넣어줌으로써 시뮬레이션의 Secondary path filter를 실험과 동일하게 만든 후 음장 예측을 진행하였다. 제어 스피커에 스피커 필터를 사용할 경우, 그림 3.11과 같이 제어스피커에 의해 발생하는 음장이 스피커 필터가 없는 경우보다 부드러워졌으며, 이는 능동소음제어 시뮬레이션 결과에도 영향을 주었다.

본 절에서 수행한 열린 공간 내 SISO ANC는 시스템이 모두 하나의 평면에 존재하며, 경계 영역 전체에 대해 방사 조건을 갖는다. 따라서, 2D 시뮬레이션을 사용할 수 있으며, 이에 3D와 2D 시뮬레이션 모두에 대해 시뮬레이션 성능을 검증하였다. 그림 3.12는 3D ANC 시뮬레이션에 따른 음장 변화 및 능동 소음 제어에 따른 에러마이크의 주파수 스펙트럼을 나타낸 그림이며, 그림 3.13은 2D 시뮬레이션으로 예측된 음장 전체의 SPL 변화 및 각각 위치의 ANC 적용에 따른 주파수 스펙트럼 변화를 나타낸 그림이다. 그림 3.12(a)의 압력 등고선을 살펴보면 에러 마이크 부근에서는 제어 스피커와 소음원 간의 상쇄 간섭이 일어나 압력 값의 진폭이 낮아지는 것을 볼 수 있으며, 에러마이크를 제외한 일부 지역에서는 보강 간섭이 발생하여 소음이 높아지는 현상 또한 예측 가능함을 볼 수 있다.



(a) Sound field of the simulation at the ANC operation



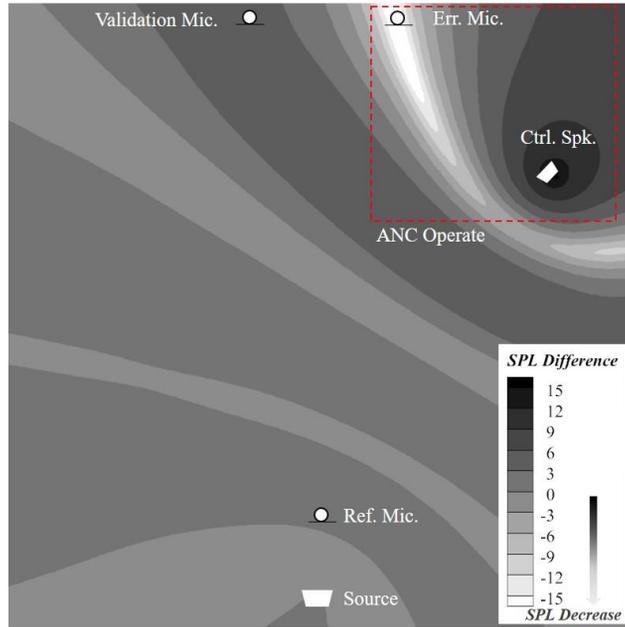
(b) FFT results of the error microphone

그림 3.12 3D simulation of the open space with SISO ANC case

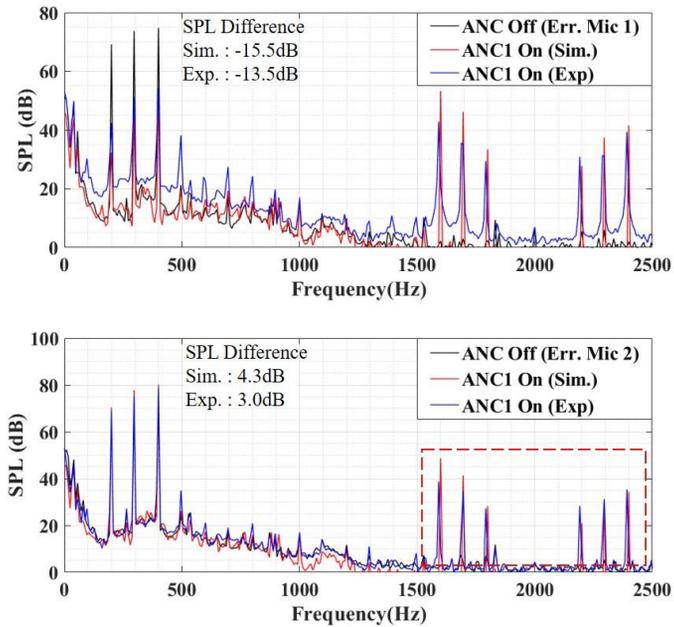
그림 3.12(b)는 에러 마이크의 주파수 스펙트럼을 나타낸 그림으로 2D 시뮬레이션은 15.5dB, 3D 시뮬레이션은 14.6dB로 모두 실험의 저감량인 13.5dB보다 저감량을 높게 예측하였으나, 저감량의 차이는 3dB 이내로써 충분한 예측 성능을 보였다.

2D 시뮬레이션을 통해 계산된 음장 전체의 SPL 변화를 등고선으로 나타낸 결과는 그림 3.13(a)와 같다. 그림 3.13(a)에 따르면 에러마이크에서 가장 높은 소음 저감 성능을 보였으며, 에러마이크에서 멀어질수록 저감량이 줄어들다 일정 영역에 대해서는 소음이 증가하는 현상을 볼 수 있다. 이에 음장이 증가하는 위치에 검증용 마이크를 위치시킨 후 실험을 진행하였으며, 에러마이크와 검증 마이크 각각의 실험 및 시뮬레이션의 결과는 그림 3.13(b)에 나타내었다. 시뮬레이션은 에러마이크와 검증 마이크 모두에서 실측 값과 2dB 이내의 차이를 보였으며 '샘플링 주파수 하모닉스 +/- 목표 주파수' 성분이 증가하는 현상 또한 과대하지만 예측가능함을 확인할 수 있었다.

이에 ANC 동작에 따른 에러 마이크의 타임 시그널과 음장의 변화를 살펴보면 그림 3.14(a)와 같다. 그림 3.14(a)에서 측정된 ANC On/off에 따른 음압과 시뮬레이션에 최적 필터를 적용한 음압은 비슷한 경향을 보였다. 그림 3.14(b.1~3)은 ANC 작동에 따른 계산영역 내 음장 변화를 나타낸 그림이다. 그림 14(b.1)은 ANC가 작동하지 않을 때 소스에 의해 생성된 음장을 나타낸 그림이며, 그림 14(b.2)와 14(b.3)은 제어 스피커 작동에 따른 음장의 변화를 나타낸 그림이다. 그림 14(b.2)와 14(b.3)에서 볼 수 있듯이 제어 스피커 출력이 증가함에 따라 제어 스피커에 가까운 지점부터 파동의 중첩이 발생하며, 에러 마이크 위치에서 압력이 감소된다. 반면에, 그림 14(b.4)와 같이 제어 스피커 출력에 스피커 필터를 사용하지 않을 경우에는 스피커 필터를 사용한 그림 14(b.3)의 결과와 비교하여 스피커의 불연속적인 출력 변화 효과가 두드러졌으며, 이로 인해 음장의 변화가 불연속적으로 진행되고 고주파 성분이 증가하는 현상을 관찰할 수 있었다(그림 14(b.4)).

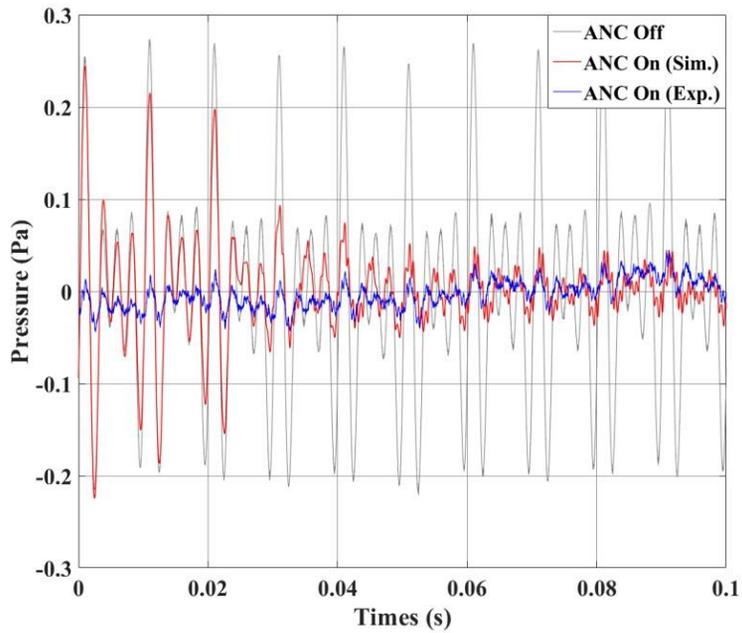


(a) SPL difference of the open space following the ANC operation

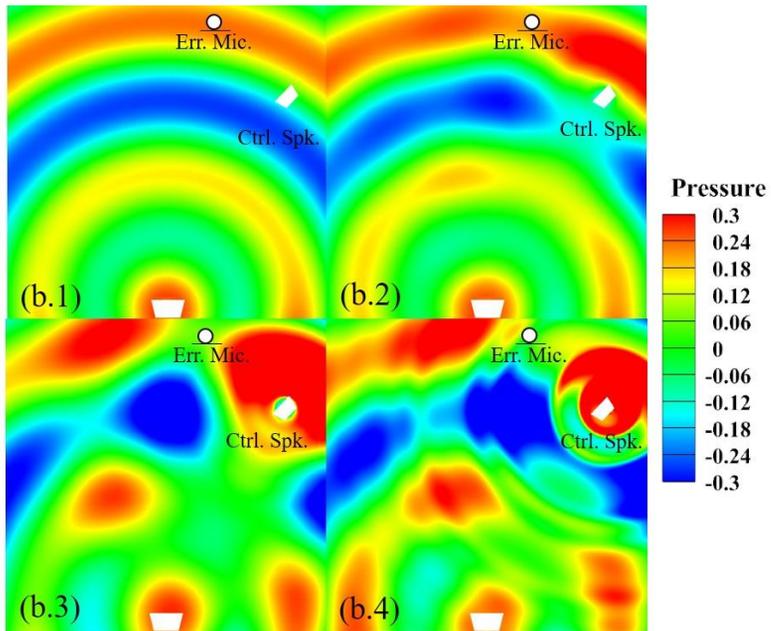


b) FFT results of the error microphone and validation microphone

그림 3.13 2D simulation of the open space with SISO ANC case



(a) Sound pressure of the error microphone



(b.1) sound field with ANC off

(b.2) Sound field with ANC operation when the filter is not converged

(b.3) Sound field with ANC operation when the filter is converged

(b.4) Sound field with ANC operation when the speaker filter is not used

그림 3.14 Sound field change following the ANC operation

이러한 불연속성은 스피커 출력의 갑작스런 변화로 발생하며 시뮬레이션의 예측 성능을 저하시킨다. 따라서, 효과적인 3차원 ANC 시뮬레이션을 위해서는 실험적으로 측정된 스피커 필터를 이용해야한다.

결론적으로, 3차원 공간에 대한 SISO ANC 시뮬레이션 결과는 스피커 필터와 샘플링 주파수를 고려하여 ANC 시뮬레이션을 제작할 경우 실험 결과를 합리적인 수준에서 예측할 수 있음을 보여준다. 본 절에서 실험 및 시뮬레이션을 진행한 공간은 3D와 2D 해석의 차이가 없음을 보였기 때문에, 분산형 ANC 시뮬레이션은 상대적으로 적은 계산 비용이 필요한 2D 시뮬레이션으로 수행하였다.

분산형 ANC 시뮬레이션은 두 ANC 시스템 간의 어떠한 정보 교환도 없이 진행되었으며, 시뮬레이션을 사용하여 SPL 저감량을 극대화할 수 있는 에러 마이크 사이의 거리에 대한 분석을 진행하였다. 그림 3.15는 마이크 사이의 거리가 500mm일 때 분산형 ANC 시스템의 결과를 보여준다. 그림 3.15에서 두 에러 마이크 사이의 거리는 충분히 멀리 있지 않았으며, 이에따라 두 ANC 시스템이 서로의 소음을 증가시켜, ANC 성능이 저하되고 제어 스피커의 출력이 증가해서 음장 전체의 SPL이 증가하였다. 이는 그림 3.13과 같이 ANC 1 시스템과 음원에서 발생하는 음장이 에러 마이크 2의 위치에서 보강간섭을 일으키고, ANC 2 시스템과 음원에서 발생하는 음장은 에러 마이크 1 위치에서도 보강간섭을 일으키기 때문에 각각의 ANC 시스템이 소음을 저감 시키려 할수록 반대쪽의 에러마이크 소음은 증가하기 때문이다.

이 경우 두 ANC 시스템이 필터를 역으로 수렴시키므로 시뮬레이션의 예측 결과도 불안정해진다. 이러한 불안정성에 의해 시뮬레이션 결과는 실험 결과와 오차 마이크1에서 약 4dB 차이, 에러 마이크2에서 실험 결과와 1dB 이내의 차이를 보였다. 이는 시뮬레이션에서도 적절치 않은 배치에 따른 시스템 불안정 또한 예측할 수 있음을 보여줄 뿐 만 아니라, 분산형 ANC 시스템 제작을 위해서는 에러 마이크의 올바른 배치가 필수적임을 보여준다.

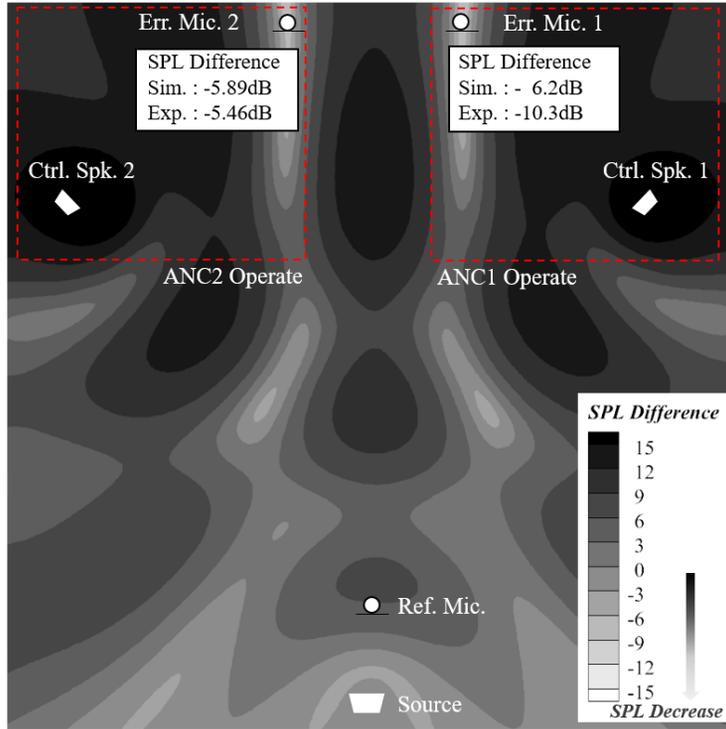
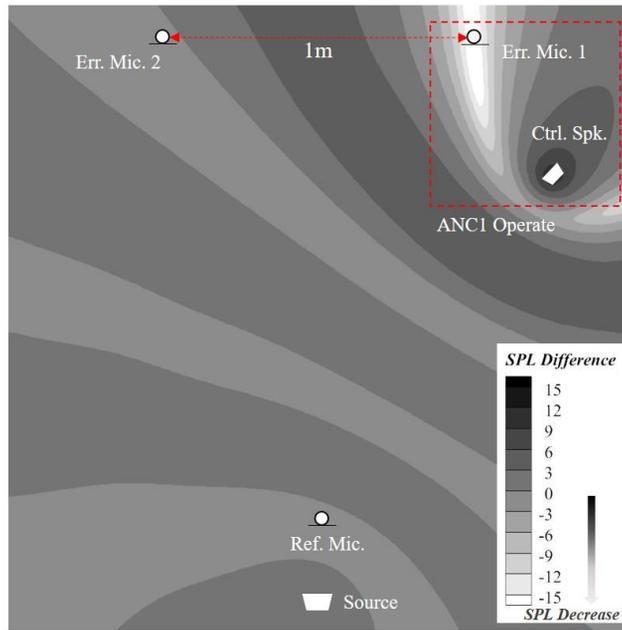


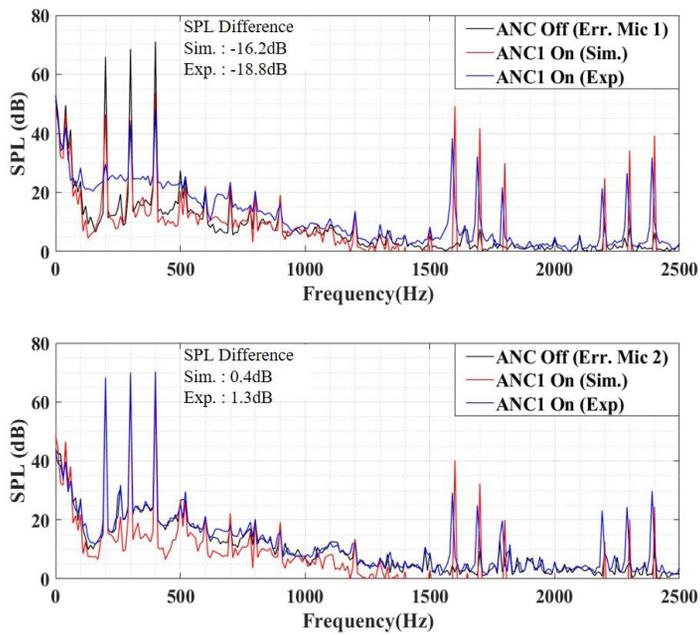
그림 3.15 SPL difference following the decentralized ANC operation

이에 분산형 ANC 시스템의 적절한 배치를 찾기 위해 그림 3.13(a)에서와 같이 시뮬레이션을 통해 ANC System 작동 시 보강 간섭이 발생하지 않는 최소 거리를 찾아 에러 마이크를 배치하였다. 추가적인 시뮬레이션 결과 에러 마이크1에서 수평으로 약 1m 떨어진 영역은 그림 3.16(a)과 같이 ANC 시스템의 영향을 받지 않았다. 그림 3.16(a)과 같이 2개의 에러 마이크 사이의 거리가 1m가 될 경우, 첫 번째 ANC System이 동작함에도 불구하고 두 번째 에러 마이크에서의 음압 변화는 그림 3.16(b)와 같이 고 주파수 영역이 상승함에 따른 2dB 이내의 변화만 관찰되었다. 이 변화는 에러마이크의 OASPL에 비해 작은 값이기 때문에 두 ANC 시스템은 서로 영향을 미치지 않는 것으로 판단할 수 있다. 따라서 에러 마이크 사이의 거리를 1m로 하여 분산 ANC 시뮬레이션을 수행하였다. $d_{err} = 1000\text{mm}$ 인 분산형 ANC 시스템 결과는 그림 3.17과 같다.

그림 3.17과 같이 ANC 시스템이 서로 영향을 미치지 않는 위치에 에러 마이크를 설치할 경우 분산형 ANC 시스템은 SPL을 16dB 이상 낮출 수 있었다. 이 결과는 $d_{err} = 500\text{mm}$ 케이스에 비해 10dB 이상 향상된 소음 저감 성능일 뿐 아니라 실험과 시뮬레이션 간의 차이 또한 1dB 미만으로 정확한 예측 성능을 갖는 결과이다. 추가적으로, 음장 예측 성능을 검증하기 위해 시뮬레이션 내에서 SPL이 가장 많이 증가한 에러마이크의 중간 지점에서 SPL 차이를 측정하여 예측 값과 비교하였다. 중간 지점에서 예측된 SPL 변화는 6.8dB로 실험에서 측정된 5.2dB와 2dB 이내의 차이를 보였다. 본 결과는 가상 제어기 기반의 능동 소음 제어 시뮬레이션을 사용할 경우, 고주파 영역의 변화를 포함한 능동 소음 제어에 따른 음장 변화 및 SPL 저감량을 예측할 수 있고, 더 나아가 ANC 시스템을 최적화하는데 도움이 될 수 있음을 보여준다. 이에 본 시뮬레이션을 통해 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행하였다.

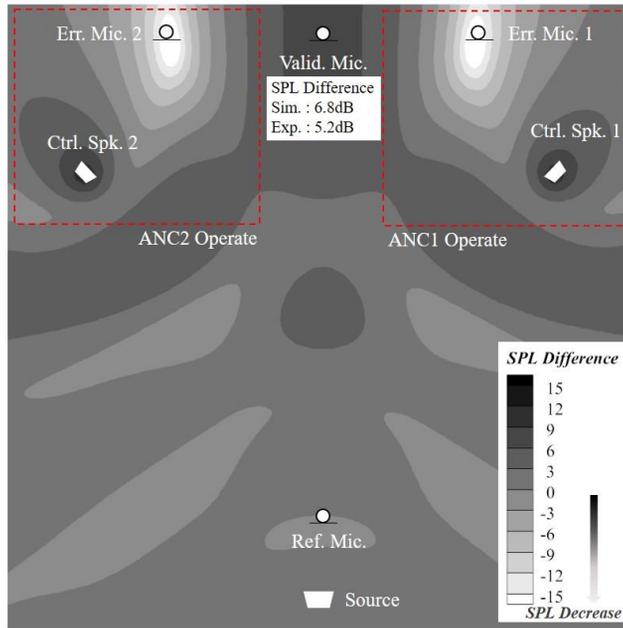


(a) SPL difference in sound field

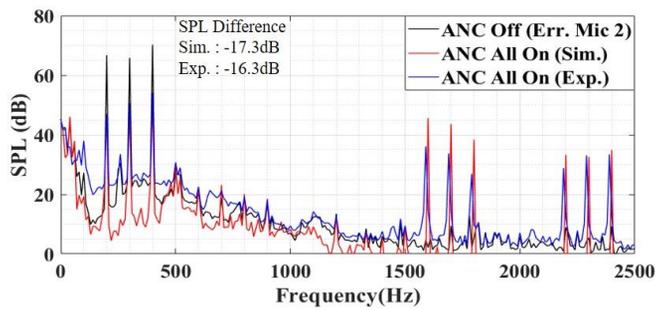
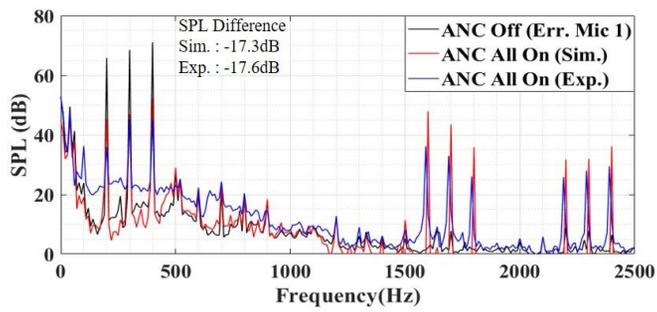


(b) FFT results of the error microphone

그림 3.16 ANC simulation results following the distance between the error microphone change



(a) SPL difference in sound field



(b) FFT results of the error microphone

그림 3.17 Decentralized ANC simulation and experiment results of optimized error mic distance

4. 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통한 프로펠러 소음 저감

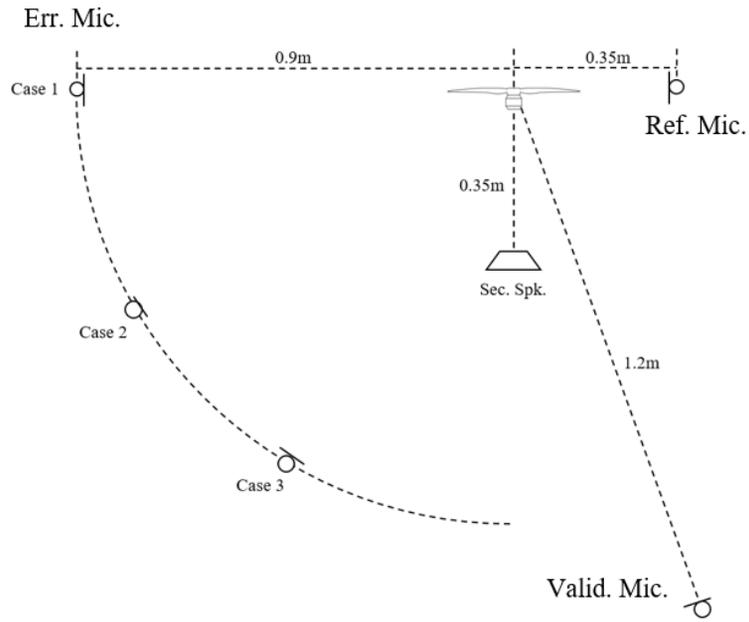
본 장에서는 확률적 시뮬레이션으로 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 적용함으로써 소음 저감 성능 및 음장 변화를 예측하였다. 이를 위해 먼저 확률적 시뮬레이션을 통해 예측된 프로펠러 소음을 기반으로 능동 소음 제어 시뮬레이션 내 소음원 모델링을 진행하였다. 이후 에러마이크 위치에 따른 저감 성능 및 음장 변화 예측을 진행하고 검증하였으며, 검증된 시뮬레이션을 바탕으로 능동 소음 제어 제어기의 샘플링 주파수에 따른 저감량 및 음장 변화에 대한 예측을 진행하였다. 제안된 과정을 통해 본 연구에서는 호버링 중인 멀티로터의 프로펠러 소음에 대한 시뮬레이션 기반 예측 및 저감 프로세스를 구축하였다.

4.1. 프로펠러 소음 저감을 위한 능동 소음 제어 시뮬레이션

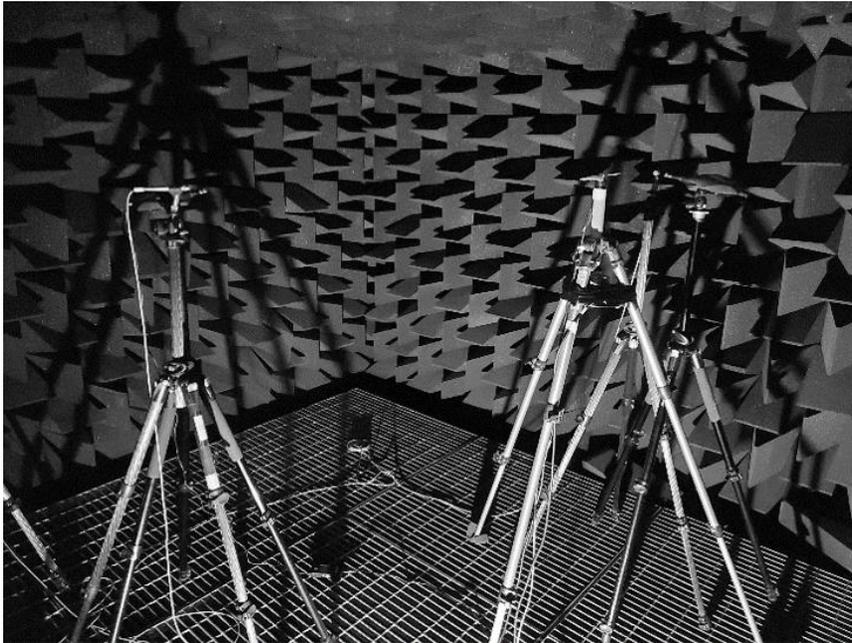
프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어 시뮬레이션은 방사 경계 조건의 원통형 격자에 그림 4.1과 같이 프로펠러와 스피커 및 마이크들을 배치한 후 진행되었다. 능동 소음 제어를 위한 레퍼런스 마이크와 스피커는 프로펠러로부터 0.35m 떨어진 지점에 배치하였으며, 에러 마이크는 프로펠러로부터 0.9m 떨어진 지점에 배치하였다. 에러 마이크의 경우, 2장의 1.2m 결과와의 비교를 통해 far-field 조건을 만족함을 확인하였다. 능동 소음 제어 시뮬레이션은 그림 4.1(a)와 같이 3가지 케이스에 대하여 진행되었으며, 각각의 케이스에서 에러마이크는 프로펠러의 TPP 및 TPP로부터 30도, 60도 지점에서 진행되었다. 추가적으로 ANC 작동에 따른 음장 변화 예측 성능 검증을 위하여,

프로펠러로부터 수직 거리 0.9m, 직선거리 1.2m에 검증용 마이크를 설치하여 음장 예측 성능을 검증하였다. 이때, 레퍼런스 마이크와 제어 스피커의 위치는 능동 소음 제어 저감 성능과 연관 되어있는 변수로써, 스피커가 프로펠러에 너무 근접할 경우 프로펠러에서 발생한 후류가 스피커에 의해 교란돼 추가적인 이중극 소음원이 발생하게 되며[99], 레퍼런스 마이크와 프로펠러간의 거리가 가까워질 경우, near-field 성분이 과대 측정되어 에러마이크 소음과 상관관계가 낮아져 전체적인 저감 성능이 감소할 수 있다[38]. 이에 본 연구에서는 레퍼런스 마이크와 제어 스피커의 위치를 블레이드 반지름의 약 3배 길이로 선정하였다.

추가적으로 본 장에서는 프로펠러에 대한 능동 소음 제어 시뮬레이션 결과에 대한 검증을 위하여 2장에서 제작한 프로펠러 실험 장치와 3장에서 제작한 능동 소음 제어 시스템을 이용하여 시뮬레이션과 동일한 실험 환경을 구축하였다. 그림 4.1(b)는 무향실 내에 장치된 프로펠러 및 능동 소음 제어 시스템을 나타낸 그림으로, 시뮬레이션과 동일한 회전속도 불확도 및 마이크, 스피커 배치에 대해 실험을 진행함으로써 능동 소음 제어 시뮬레이션 검증을 진행하였다.



(b) Propeller noise ANC system setup for each case



(b) Experimental setup

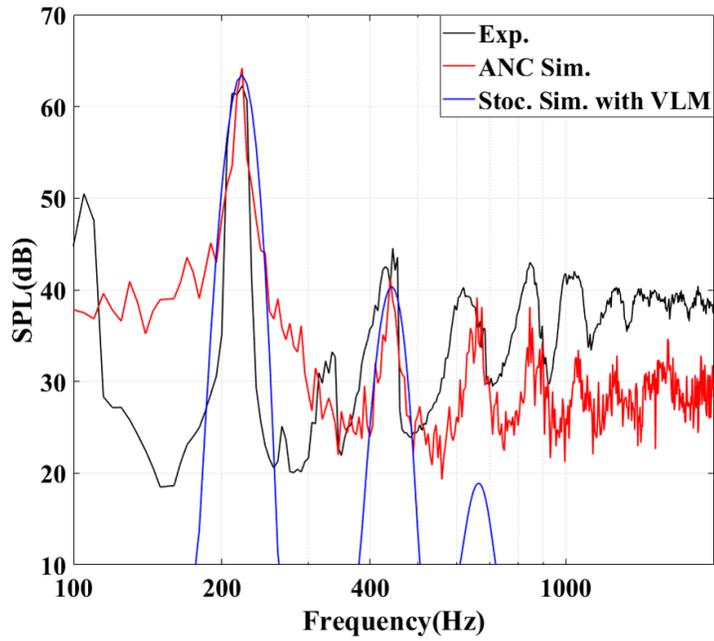
그림 4.1 Propeller noise ANC system setup

4.2. 능동 소음 제어 시뮬레이션 소음원 모델링

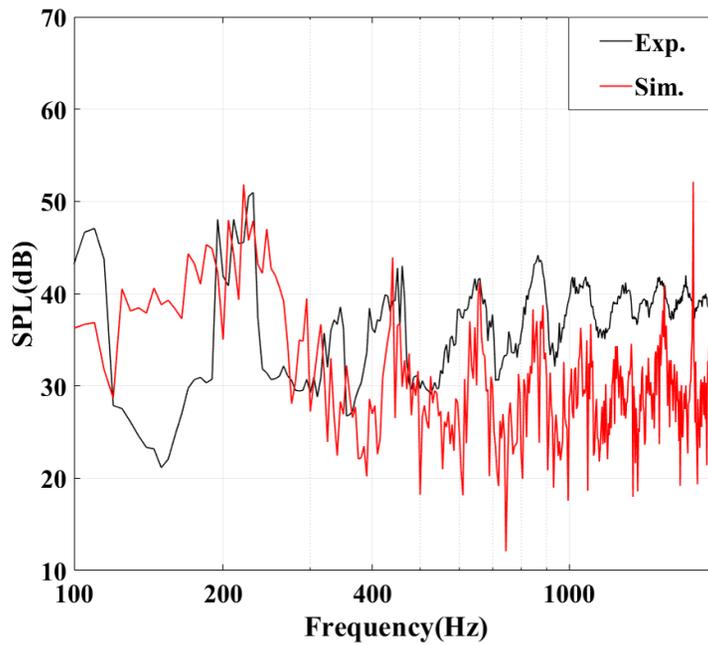
프로펠러의 BPF 소음 성분은 회전하는 블레이드에 의해 발생하며, 이러한 소음 특성은 fflowcs Williams 및 Hawkins에 의해 다중극으로 묘사할 수 있음이 알려져 있다[86]. 또한, 선행 연구[2, 95] 및 본 연구의 2장의 결과에서 프로펠러에서 발생하는 소음의 BPF 성분은 이중극 특성을 갖는 하중 소음의 영향이 지배적임을 보인바 있으며, 능동소음제어시 프로펠러의 회전에 따른 블레이드의 위치 변화가 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 영역에 영향을 준다는 결과 또한 Schiller 등에 의해 제시된 바 있다[35]. 따라서 본 연구에서는 회전하는 코드 방향 이중극 소음원을 이용하여 프로펠러 소음을 모델링하였다.

시뮬레이션 내 소음원의 회전속도는 프로펠러와 동일하게 평균 RPS 110Hz, 표준편차 5Hz의 회전속도 불확도를 가졌으며, 소음원의 진폭은 TPP의 에러마이크 위치에서 프로펠러의 확률적 시뮬레이션으로 예측된 1st BPF SPL을 기반으로 모델링되었다.

시뮬레이션 및 실험에서 예측/측정된 에러 마이크에서의 주파수 스펙트럼($df = 5\text{Hz}$)은 4.2와 같다. 그림 4.2(a)는 TPP에 위치한 에러마이크에서 확률적 시뮬레이션으로 예측된 주파수 스펙트럼과 능동 소음 제어 시뮬레이션 및 실험을 통해 얻어진 주파수 스펙트럼을 나타낸 그림이다. 그림 4.2(a)에서 VLM 및 farassat 1A의 확률적 시뮬레이션으로 예측된 주파수 스펙트럼은 시뮬레이션의 한계로 인해 2nd BPF까지에 대해 토널 성분 예측이 가능하였다. 이에 반해 확률적 해석을 기반으로 모델링된 능동 소음 제어 시뮬레이션 내 소음원의 경우 실험과 비슷한 BPF 분포를 보였다. 특히, BPF 고조파 성분에 대해 예측이 가능하였으며, 이는 본 연구에서 진행한 확률적 시뮬레이션 결과를 이용한 능동 소음 제어 시뮬레이션 소음원 모델링 방법이 충분히 실효성 있는 방법임을 보여준다.



(a) Frequency spectrum of the error mic at simulation



(b) Frequency spectrum according to ANC operation

그림 4.2 Frequency spectrum of stochastic simulation and ANC simulation at error mic position

이에 TPP에서 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 성능 예측 결과를 살펴보면 그림 4.2(b)와 같다. 그림 4.2(b)에서와 같이 시뮬레이션은 실험과 동일하게 1st BPF 성분에 대해서만 저감되었으며, 예측된 저감량은 약 9.5dB로 실험에서 측정된 11.3dB에 비해 약 2dB의 차이를 가졌다. 이는 3장에서 언급하였듯이 능동 소음 제어시 샘플링 주파수에 따라 저감 가능한 주파수 영역 및 저감 성능이 달라지기 때문이다. 본 결과는 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 목표지점에 대한 프로펠러 소음 예측 및 능동 소음 제어에 따른 저감량 및 저감 한계 주파수 예측이 가능함을 보여준다.

음장 예측 성능 검증을 위해 본 연구에서는 TPP의 에러마이크 위치에 대해 조율된 소음원을 이용하여 그림 4.3(a)와 같이 3가지 케이스의 에러마이크에 대한 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행하였다. 능동 소음 제어가 작동하지 않는 경우 각각의 에러마이크 위치에서 예측된 주파수 스펙트럼은 그림 4.3(b)과 같다. TPP에 위치한 에러마이크의 경우 앞서 언급한 바와 같이 높은 BPF 성분 예측 성능을 보였으나, 에러마이크가 TPP에서 멀어질수록 소음도 예측 성능이 감소하는 결과를 볼 수 있었다. 이는 모델링에 이용된 회전하는 코드 방향 이중극이 실제 프로펠러에서 발생하는 광대역 소음 성분을 예측할 수 없을 뿐 아니라, 단순화로 인해 프로펠러 소음의 지향성을 충분히 예측할 수 없었기 때문이다. 특히, 30도의 1st BPF에 대해서는 실험을 통해 측정된 소음도와 2dB 이내의 차이를 보였으나, 60도에 대해서는 1st BPF 성분이 8dB 이상 과대 예측됨으로써, 충분한 지향성이 묘사되지 않았음을 볼 수 있었다. 이는 블레이드의 두께 소음 및 하중 소음의 지향성이 충분히 묘사되지 못하였기에 발생한 결함으로 보인다. 그럼에도 불구하고, 시뮬레이션을 통해 블레이드 회전속도 불확도로 인해 발생하는 주파수 스펙트럼에 대한 경향 예측은 가능하였다. 각각의 케이스에 대해 능동 소음 제어를 진행한 결과는 그림 4.3(c)와 같다. 본 연구에서는 앞서 언급하였던 샘플링 주파수의 한계로 인해 1st BPF 성분만 저감되었으며, 이에 각각의 케이스에 대한 능동 소음 제어에

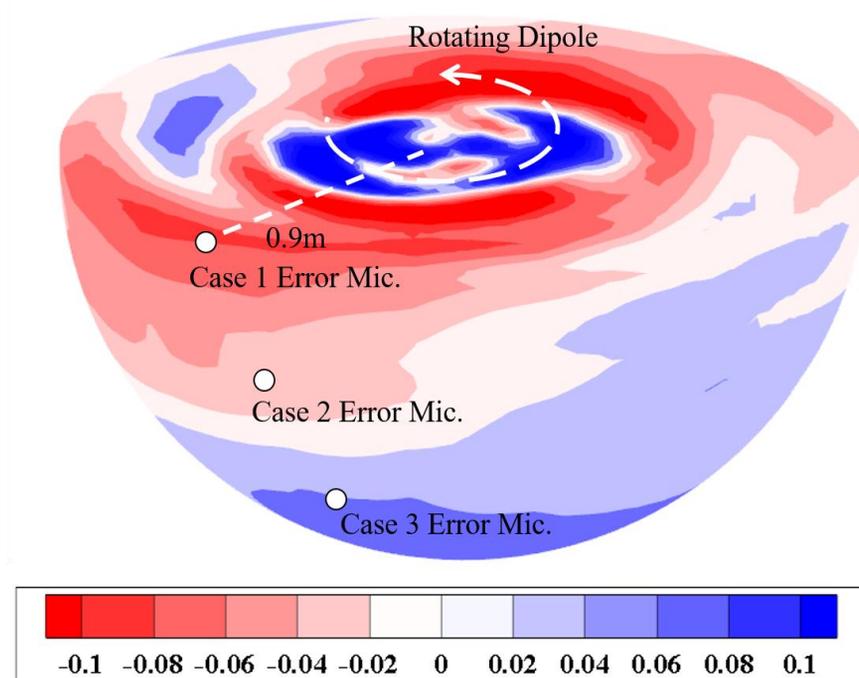
따른 1st BPF 성분의 소음 저감량은 표 4.1에 나타내었다.

각각의 케이스에 대한 능동 소음 제어 시스템 작동에 따른 주파수 스펙트럼은 그림 4.3(c)와 같다. 각각의 각도에 대한 1st BPF 성분의 저감량을 살펴보면, 30 도에서 실험은 약 7.5dB, 시뮬레이션은 약 8.6dB 를 저감 시켜 합리적인 예측 성능을 보였다. 이에 반해 60 도의 경우, 능동 소음 제어에 따른 소음 저감량은 실험에서는 4.6dB, 시뮬레이션에서는 8.8dB 로 약 4dB 의 저감량에 차이를 가졌다. 이에 60 도에서의 능동 소음 제어 작동 시 주파수 스펙트럼을 살펴보면 시뮬레이션과 실험 모두 예러 마이크 소음도가 유사한 값으로 수렴한 것을 볼 수 있다. 이는 본 연구에서 소음원의 지향성이 충분히 모델링 되지 못하여 60 도에서의 프로펠러 소음이 과대 예측되었고, 이로 인해 레퍼런스 마이크의 음압과 상관관계가 높아져 과대 예측된 1st BPF SPL 의 저감량이 증가했기 때문으로 보인다. 본 결과는 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 능동 소음 제어에 따른 음장 변화 예측이 어느정도 가능함을 보여준다.

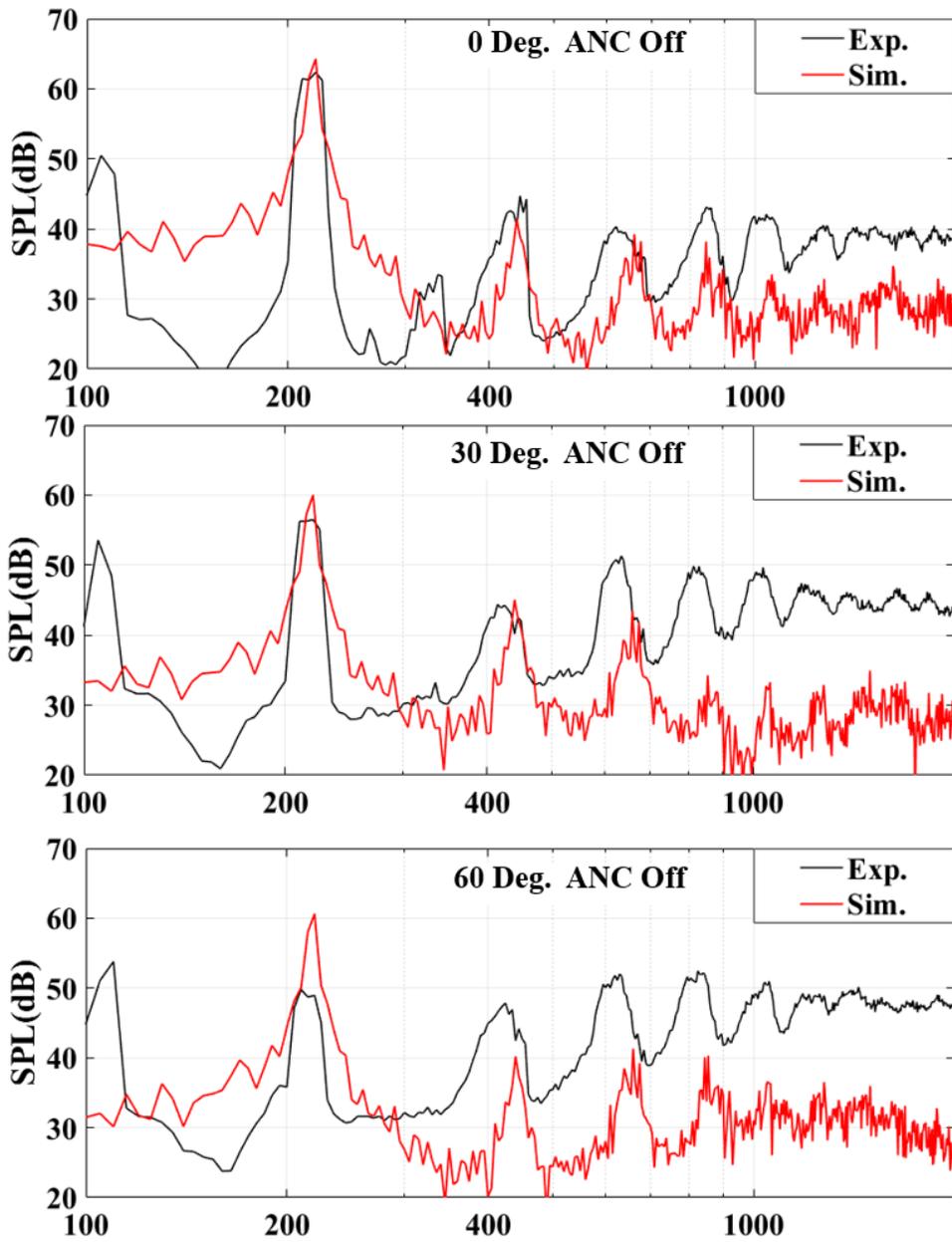
검증 결과를 정리하면 다음과 같다. 프로펠러의 확률적 시뮬레이션으로 예측된 소음도를 이용해 능동 소음 제어 시뮬레이션의 소음원을 제작할 경우, 목표 지점에 대해 높은 정확도로 소음도 예측이 가능하였으며, 능동 소음 제어에 따른 저감량 또한 예측 가능하였다. 그러나 해석 기법의 한계 및 소음원 모델링 단순화로 인해 지향성과 광대역 소음 성분 예측 한계를 가졌으며, 이에 따라 목표지점에서 멀어짐에 따라 음장 예측 성능이 감소하였다. 그럼에도 불구하고, 0 도부터 60 도 세 케이스 모두에 대해 능동 소음 제어에 따른 주파수 스펙트럼에 대해 높은 예측 성능을 보였으며, 총 저감량 또한 4dB 이내의 오차를 가졌다. 이는 본 연구에서 개발된 시뮬레이션이 경향에 대해 합리적인 예측이 가능함을 보여준다. 따라서 세 케이스 모두에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통한 음장 예측을 진행하였다.

⌘ 4.1 1st BPF SPL change at error mic according to ANC operation

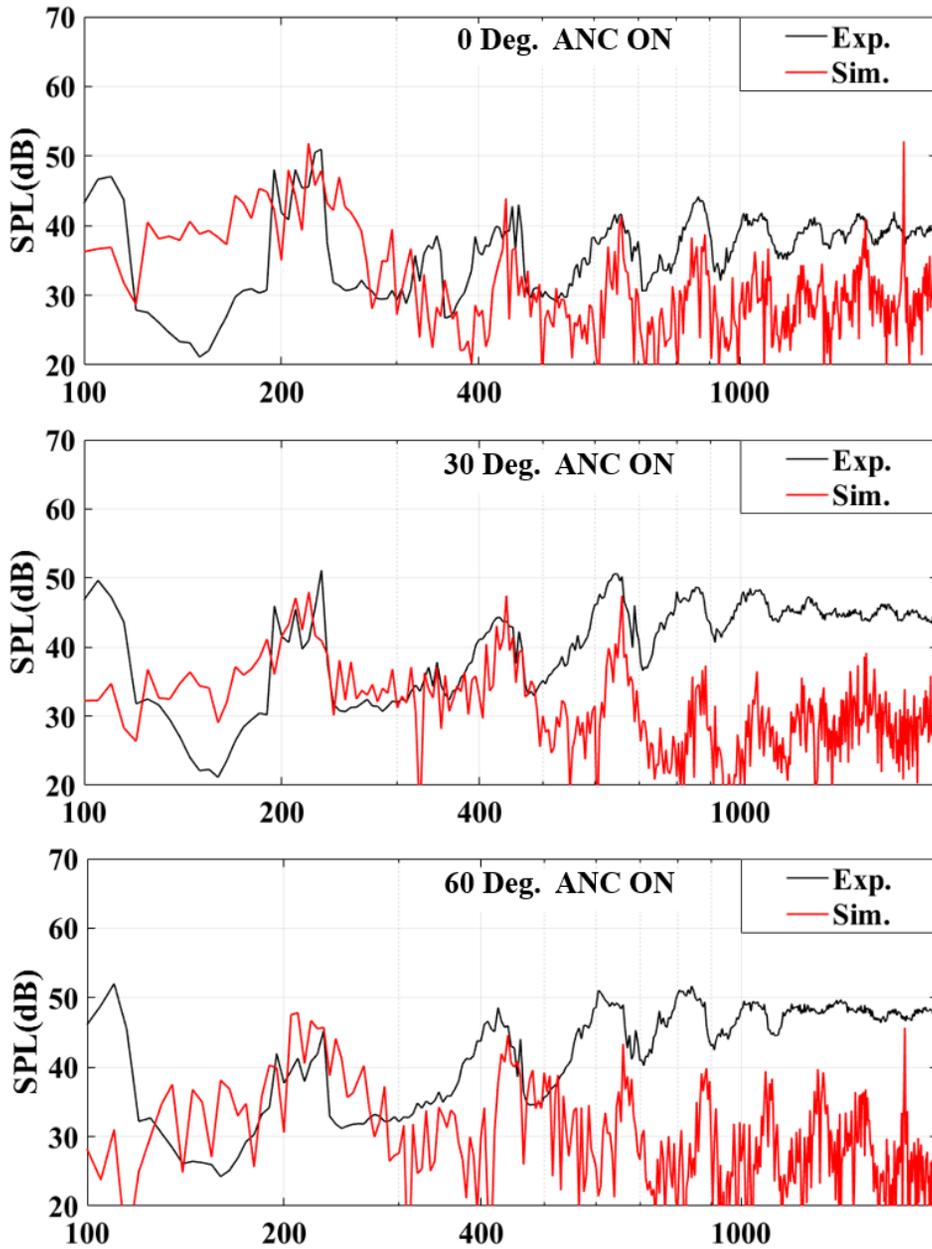
1 st BPF SPL Dif.	Exp.	Sim.
0 deg.	-11.2 dB	-9.5 dB
30 deg.	-7.5 dB	-8.6 dB
60 deg.	-4.6 dB	-8.8 dB



(a) Predicted sound field at simulation



(b) Frequency spectrum of the error mic at simulation



(c) Frequency spectrum of the error mic at simulation

그림 4.3 Frequency spectrum according to ANC operation with each case

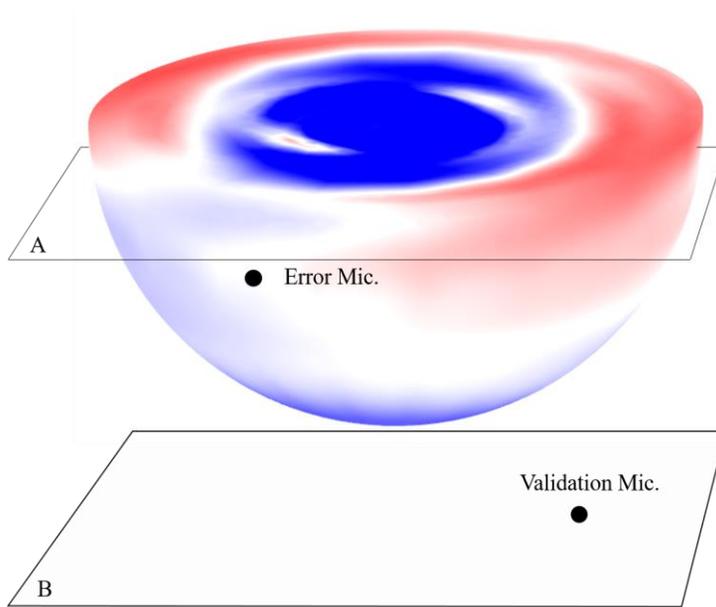
4.3. 능동 소음 제어 시뮬레이션에 따른 저감 성능 예측

본 절에서는 앞절에서 검증된 시뮬레이션을 이용해 에러마이크 위치에 따른 프로펠러 주변 음장 변화를 예측하고 검증하였다. 이후 가상제어기의 샘플링 주파수 변경에 따른 저감량 및 음장 변화 예측을 진행하였다.

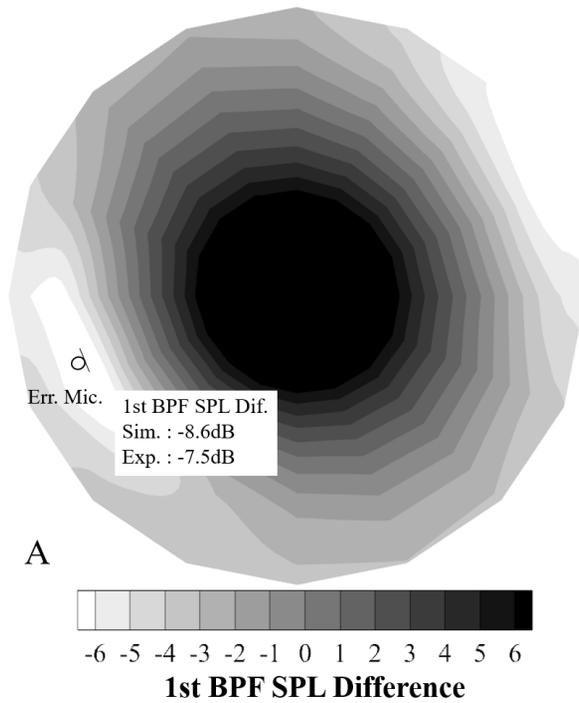
능동소음제어에 따른 높이별 1st BPF SPL의 변화를 살펴보면 그림 4.5와 같다. 그림 4.4(a)는 TPP로부터 30도 위치에 있는 에러마이크에 대한 능동소음제어에 따른 음장을 나타낸 그림이며, 그림 4.4(b)는 이때 에러마이크 위치에서 예측된 1st BPF SPL의 변화를 등고선으로 나타낸 그림이다. 그림 4.4(a)에서 볼 수 있듯이 에러마이크 주변의 소음을 줄이기 위해 발생한 스피커의 출력은 에러 마이크 근처의 음장을 저감시키나, 스피커의 지향성과 프로펠러 소음의 지향성의 차이로 인해 프로펠러의 하부에 대해서는 보강간섭을 일으키는 것을 볼 수 있다. 이에 각각 높이에서의 1st BPF SPL의 변화를 살펴보면 그림 4.4(b)와 (c)과 같다. 그림 4.4(b)는 30도 에러마이크 높이에서의 능동소음제어에 따른 1st BPF SPL 변화량을 등고선으로 나타낸 그림이며, 그림 4.4(c)는 30도 검증 마이크 높이에서의 능동소음 제어에 따른 1st BPF SPL 변화량을 등고선으로 나타낸 그림이다. 그림 4.4(b)에서 에러마이크 위치에서 시뮬레이션에서는 앞서 언급한 바와 같이 8.6dB가 저감 되어 실험보다 약 2dB 과대 예측된 결과를 보였고, 이에 따라 그림 4.4(c)와 같이 검증 마이크에서도 소음 증가량이 약 2dB 가량 과대 예측된 결과를 보였다. 이는 시뮬레이션의 소음원이 과대 예측되었음을 고려하면 충분한 예측 성능을 보인다고 볼 수 있다. 이에 예측된 음장의 변화를 살펴보면 그림 4.4(b)와 같다. 그림 4.4(b)에서는 1st BPF SPL 저감량이 에러마이크를 중심으로 줄어드는 것을 볼 수 있으며, 소음원에 가까워지면 역으로 소음이 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 소음원과 스피커의 위상 차이로 인해 이중극과 유사한 음장 분포가 형성되어 지향성이 생겼기 때문으로

보인다. 또한 시뮬레이션 결과에서는 능동 소음 제어가 진행되는 에러 마이크의 반대위치에서도 소음이 저감 되는 현상을 볼 수 있었다. 이는 제어 스피커를 중심에 배치한 본 연구 특성상 프로펠러를 중심으로 음장이 대칭을 이루게 되며, 이에 따라 에러마이크의 대칭위치에서도 비슷한 위상 차로 인해 파동간 상쇄간섭을 일으켜 소음이 저감 된 것으로 보인다.

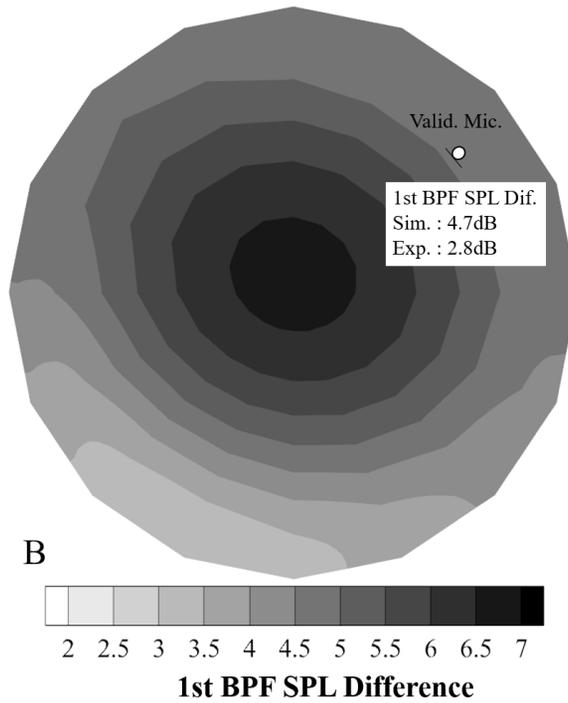
검증 마이크는 소음원으로부터 약 0.8m 가량 아래에 설치되어 있으며, 총 거리는 1.2m 떨어진 위치에 설치되었다. 검증 마이크에서 측정된 1st BPF SPL의 변화량은 그림 4.6(c)에 나타나 있다. 그림 4.6(c)를 살펴보면 측정된 음장 전체에 대해 1st BPF SPL이 증가했음을 볼 수 있다. 이는 프로펠러와 스피커 사이 거리로 인해 발생하는 위상 차이로 인한 문제로써, 능동 소음 제어를 이용해 프로펠러 소음을 저감하기 위해서는 본 현상을 설계단계에서부터 예측하고 최적화할 필요가 있다. 이에, 각각의 케이스에 대해 검증 마이크에서 예측된 소음도와 측정된 소음도를 살펴보면 표 4.2와 같다. 표 4.2를 살펴보면 프로펠러 소음 지향성에 대한 모델링의 결함으로 인해 검증 마이크에서 저감량은 최대 4dB까지 차이를 보였으나, 경향에 대해서는 실험과 동일하게 예측 가능함을 볼 수 있다. 능동 소음 제어에 따른 검증 마이크 높이에서의 1st BPF SPL은 에러 마이크가 TPP에서 멀어짐에 따라 보강간섭효과가 작아지는 것으로 나타났으며, 에러마이크가 60도에 위치한 경우에 대해선 소음이 실험과 시뮬레이션 모두에서 저감되는 것으로 나타났다. 이때, 60도에서 검증 마이크의 저감량은 소음원이 과대 예측된 시뮬레이션 특성상 과대 예측되었으나, 능동 소음 제어에 따라 소음이 감소하는 경향 예측이 가능했으며 결과 또한 실험과 2dB 이내의 오차를 가졌다. 이에 본 연구에서 개발된 시뮬레이션을 이용하여 샘플링 주파수 변화에 따른 능동 소음 제어에 따른 음장 변화 예측을 진행하였다.



(a) Sound field for the 30-degree error mic case



(b) SPL contour at error mic height



(c) SPL contour at validation mic height

그림 4.4 SPL contour according to ANC operation with error mic at 30 degree

표 4.2 1st BPF SPL change at validation mic according to ANC operation

1 st BPF SPL Dif.	Exp.	Sim.
0 deg.	+8.5 dB	+12.4 dB
30 deg.	+2.8 dB	+4.7 dB
60 deg.	-2.7 dB	-4.8 dB

가상제어기의 샘플링 주파수 변화에 따른 능동소음제어 결과는 그림 4.5와 같다. 본 연구에서 사용된 프로펠러 소음에 대해 2000Hz로 능동소음제어를 진행한 경우 앞서 언급한 바와 같이 TPP에서 1st BPF SPL 및 그 근방의 주파수 성분만 저감되는 것으로 나타났으며, 저감량은 9.5dB였다. 이에 반해 샘플링 주파수가 8000Hz인 경우 시뮬레이션을 통해 예측할 수 있는 최대 주파수 범위인 2000Hz까지 주파수 성분이 감소되는 것을 볼 수 있으며, 이에 따라 1st BPF 뿐만 아니라 2nd BPF와 3rd BPF 성분 또한 감소하는 것을 볼 수 있었다. 이때, 2nd BPF 성분은 약 5dB의 저감량을, 3rd BPF 성분은 약 2dB 저감량을 갖는 것으로 나타났으며, OASPL은 8.2dB까지 감소하는 것을 볼 수 있다. 이러한 결과는 높은 샘플링 주파수의 제어기를 이용할 경우 능동소음제어를 통해 고차 BPF 조화 성분 및 광대역 소음 성분에 대한 저감이 가능함을 보여준다.

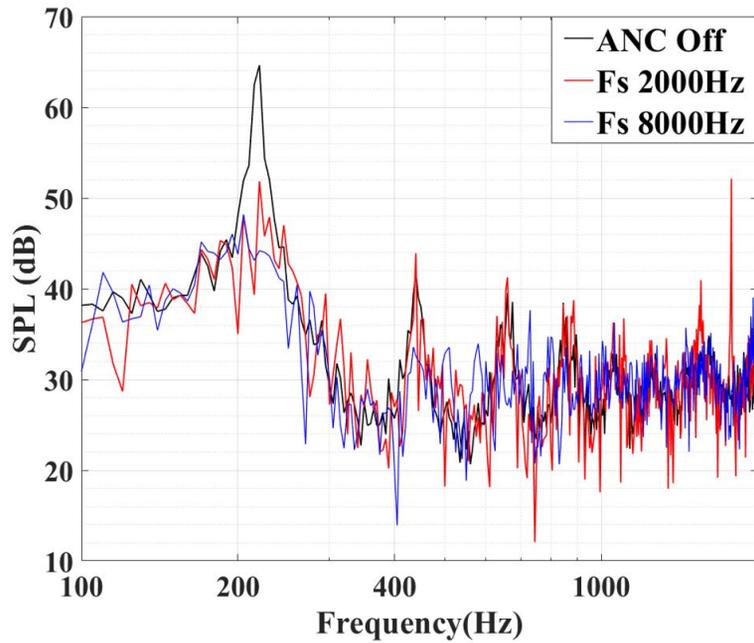
에러 마이크가 60도에 위치한 케이스에 대한 능동소음제어 시뮬레이션 예측 결과는 그림 4.5(b)와 같다. 그림 4.5(b)의 주파수 스펙트럼을 살펴보면 샘플링 주파수가 증가함에 따라 고차 BPF 성분들이 줄어드는 것을 볼 수 있다. 2000Hz의 샘플링 주파수에서는 저감이 불가능했던 2nd BPF 성분이 감소됨에 따라 1st BPF 또한 15dB이 넘게 감소하였으며, 전체적으로는 약 7dB가량의 저감 성능을 보이는 것으로 예측되었다. 이는 상대적으로 고주파수 범위의 영향이 큰 60도 소음 또한 능동소음제어를 이용해 저감 가능함을 보여준다.

이에, 60도에 위치한 에러마이크의 능동소음제어에 따른 높이별 OASPL 저감량을 살펴보면 그림 4.6과 같다. 그림 4.6에서 국소적인 OSAPL 저감량은 에러 마이크 위치에서 가장 높았으나, 에러 마이크 주변에서만 소음이 저감되었다. 이에 반해 에러 마이크에서 0.2m 낮은 지점에서는 최대 저감량은 감소하였지만 능동소음제어에 따른 저감영역이 넓은 범위에 퍼져 전체적인 소음 저감효과를 보였으며, 이후 높이가 더 낮아짐에 따라 소음 저감량이 감소하는 모습을 보였다. 또한, 선행연구[35]에서 제시된 바 있는 소음원의 회전에 따른 높이별 저감

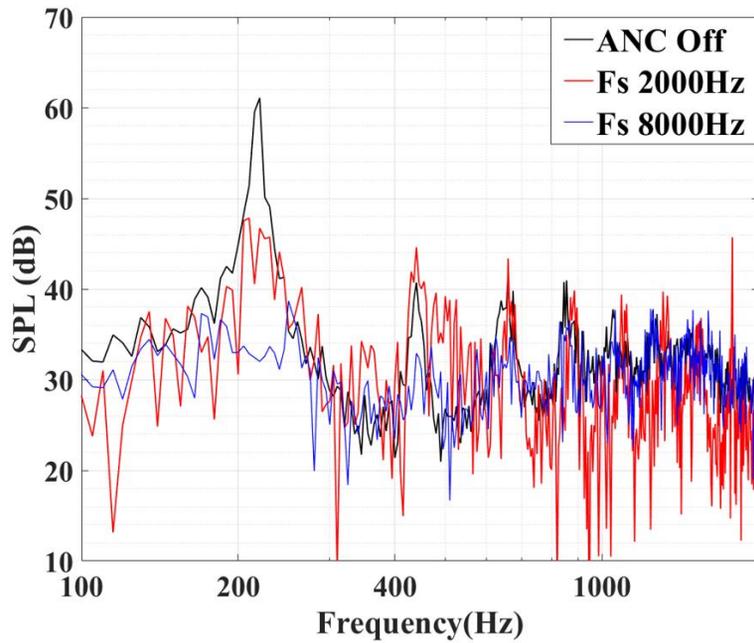
영역 변화 현상 또한 관측되었다. 이는 프로펠러 소음에 능동 소음 제어 적용 시 소음이 저감 되는 영역이 에러마이크 주변에 국한되지 않고, 복잡한 경향을 갖는 것을 보여준다. 따라서 프로펠러 하부 영역에 대해 전체적인 소음 저감을 위해서는 적절한 능동 소음 제어 시스템 배치와 필요할 것으로 보인다.

본 장에서는 확률적 시뮬레이션으로 예측된 불확도를 포함한 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 적용하여 저감 효과를 예측하였으며, 충분한 성능의 제어기를 사용할 경우 능동 소음 제어를 통해 프로펠러 하부의 음장에 대한 저감이 가능함을 보였다. 예측된 소음 저감량은 본 시뮬레이션의 한계로 인해 과대 예측되었다. 그럼에도 불구하고, 시뮬레이션을 통해 예측된 소음 저감 영역 및 에러마이크 저감량의 경우, 스피커와 소음원의 배치와 관련된 문제이며 시뮬레이션이 far-field 조건에서 진행되었기 때문에 본 연구에서 예측된 결과가 충분한 의미를 가질 것으로 보인다.

결론적으로 본 연구에서는 회전속도가 지속적으로 변화하는 프로펠러 소음에 대한 음장 예측부터 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 성능 및 음장 변화 예측까지 진행하였으며, 각각의 과정에 대해 검증을 진행함으로써 시뮬레이션 예측 결과에 신뢰성을 확보하였다. 또한, 검증된 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 샘플링 주파수에 따른 소음 저감량 변화 및 에러 마이크 배치에 따른 프로펠러 하부의 음장 변화 예측을 진행함으로써, 시뮬레이션을 통한 능동 소음 제어 시스템 설계 프로세스를 제작하였다.

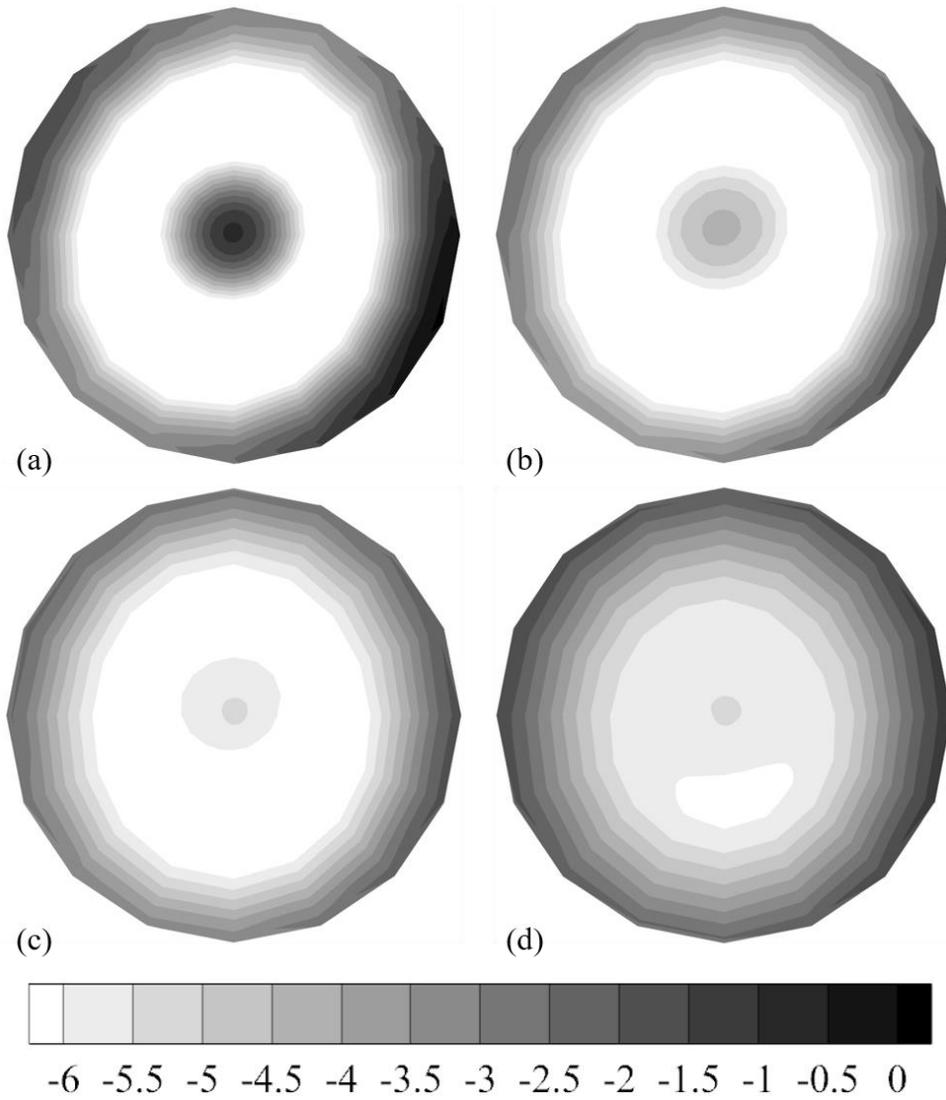


(a) Frequency spectrum of the 0 deg. err mic



(b) Frequency spectrum of the 60 deg. err mic

그림 4.5 Frequency spectrum during ANC operation according to the sampling frequency



(a) SPL contour at error mic height

(b) SPL contour at error mic height + 0.2m

(c) SPL contour at error mic height + 0.4m

(d) SPL contour at error mic height + 0.6m

그림 4.6 SPL contour of 60 deg error mic case following the height

5. 결론

5.1. 요약 및 결론

본 연구는 호버링 운행중인 멀티로터의 프로펠러 소음 불확도 정량화 및 능동 소음 제어에 따른 저감 성능 예측을 위하여 진행되었다. 이를 위해 본 연구에서는 불확도 정량화 프로세스를 이용하여 멀티로터 운행 중 프로펠러 소음을 예측하였으며, 능동 소음 제어 시뮬레이션을 제작하고 검증하였다. 또한, 개발된 불확도 정량화 프로세스 및 능동 소음 제어 시뮬레이션을 이용해 회전속도가 변화하는 프로펠러 소음에 대한 소음 저감 성능 예측을 진행하였다. 이에 각각의 결과를 요약하면 다음과 같다.

5.1.1. 멀티로터 호버링 운행에 따른 프로펠러 소음 불확도 정량화

1) 호버링 중인 멀티로터의 각속도 및 멀티로터 소음의 SPL은 확률 변수로 모델링 될 수 있다. 각속도의 경우 정규분포를 갖는 확률변수로 모델링 가능하며, 멀티로터의 최대 경사각을 이용해 호버링 중인 멀티로터의 회전속도 불확도 범위 예측이 가능하다.

2) CT가 일정한 경우, 스케일 법칙을 이용해 RPS 불확도에 따른 프로펠러의 SPL 및 Thrust 불확도를 정량화할 수 있다. 제시된 RPS 불확도 범위에서 프로펠러의 추력과 SPL의 불확도는 RPS 불확도와 선형적인 관계를 가졌다.

3) 후류의 상호작용과 같은 멀티로터의 공기역학적 현상을 고려하지 못해 한계가 있지만, 회전속도 불확도를 이용한 프로펠러 실험 및 확률적 시뮬레이션을 통해 호버링 중인 멀티로터의 SPL 불확도 및 BPF 성분을 예측할 수 있다.

5.1.2. 능동 소음 제어 시뮬레이션 개발

1) 계산 영역의 시간 차분과 ANC의 샘플링 주기를 분리함으로써 음장 내 가상제어기를 구현할 수 있다.

2) 능동 소음 제어 시 샘플링 주파수는 능동 소음 제어의 저감 성능에 영향을 주며, 본 연구에서 개발된 시뮬레이션을 통해 샘플링 주파수에 따른 저감 성능 예측이 가능하다

3) 가상제어기 기반 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 계산 영역 전반에 대한 음장 예측이 가능하며, 시뮬레이션을 통한 배치 최적화 또한 가능하다.

5.1.3. 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통한 프로펠러 소음 저감

1) 능동 소음 제어를 통해 회전속도 불확도가 포함된 프로펠러 소음 저감이 가능하며, 프로펠러의 확률적 시뮬레이션과 능동 소음 제어 시뮬레이션을 통해 에러 마이크 위치에 따른 프로펠러 소음 저감 성능 및 음장 변화를 일정부분 예측 가능하다.

2) 능동 소음 제어 제어기의 샘플링 주파수에 따라 프로펠러 소음 저감 성능이 변화하며, 시뮬레이션을 통해 제어기 성능에 따른 저감 성능 예측이 일정 부분 가능하다.

결론적으로 본 연구에서는 프로펠러 소음의 불확도 정량화 프로세스를 통해 멀티로터 운행중 발생하는 프로펠러 소음을 예측하였으며, 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행해 저감 성능을 예측함으로써, 프로펠러 설계단계부터 호버링 운행 중인 멀티로터의 프로펠러 소음에 대한 예측 및 저감이 가능한 시뮬레이션 기반 설계프로세스를 구축 하였다.

5.2. 연구의 의의 및 한계

5.2.1. 연구의 의의

본 연구는 호버링 중인 멀티로터형 비행체의 프로펠러 소음에 대해 불확도 정량화 프로세스 및 능동 소음 제어 시뮬레이션을 적용하여 시뮬레이션 기반 설계 프로세스를 제작하였음에 의의가 있다. 본 연구에서는 호버링 운행 중인 멀티로터의 지배적 소음 성분인 프로펠러 소음에 대해 회전속도 및 SPL 불확도를 정량화하였다. 정량화된 불확도를 바탕으로 프로펠러의 회전속도 불확도 범위를 제시하였으며, 제시된 회전속도 불확도 범위에 대해 프로펠러의 실험 및 확률적 시뮬레이션을 통해 멀티로터 운행 중 발생하는 소음을 일정 부분 예측 가능함을 보였다. 마지막으로 예측된 프로펠러 소음에 대해 능동 소음 제어 시뮬레이션을 진행하여 저감 효과 및 음장 변화를 예측하고 검증함으로써, 시뮬레이션 기반 멀티로터 소음 예측 및 저감 프로세스를 개발하였다. 본 연구에서는 상기의 과정을 통해 멀티로터 소음 예측 및 능동 소음 제어 적용 관련 연구의 방향을 제시하였다.

5.2.2. 연구의 한계 및 후속 연구 방향

본 연구에서 개발한 시뮬레이션 기반 프로펠러 소음 예측 및 저감 프로세스는 호버링 운행에 대해서만 진행되었으며, 프로펠러의 확률적 시뮬레이션과 능동 소음 제어 시뮬레이션 각각의 예측 기법에 대한 한계점이 존재한다.

먼저, 본 연구에서는 호버링 운행에 대해서만 회전속도 불확도를 정량화하였다. 이에 전진 비행에 따른 프로펠러의 회전속도 불확도를 정량화하고, 다수의 프로펠러에 대한 해석을 진행함으로써, 멀티로터 전반적인 운행에 따른 소음에 대한 예측이 가능할 것으로 보인다. 또한,

본 연구에서는 확률적 해석을 위해 정상상태 후류 격자 기법을 사용함으로써, 멀티로터 호버링 운행 중 발생하는 프로펠러의 비정상 효과에 따른 영향을 충분히 고려하지 못하였다. 이에 비정상상태를 고려할 수 있는 후류 모델을 적용함으로써, 중위 주파수의 BPF 조화 성분 예측이 가능할 것으로 보인다. 추가적으로, 본 연구에서는 광대역 소음 성분에 대한 예측을 진행하지 않았기 때문에 프로펠러의 고주파 소음 성분 예측에 한계를 가졌다. 이에 따라 광대역 소음을 예측할 수 있는 해석 모델(Amiet 모델, Brooks-Pope-Marcolini 모델 등)을 확률적 해석에 적용함으로써 멀티로터 운행에 따른 프로펠러 소음 전반에 대한 예측이 가능할 것으로 보인다.

능동 소음 제어 시뮬레이션의 경우, 본 연구에서는 시뮬레이션 내 프로펠러 소음을 단순화하여 모델링함으로써 지향성 예측에 한계를 가졌다. 이에 능동 소음 제어 시뮬레이션 내 이중극 소음원 모델링을 발전시킴으로써, 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어에 따른 소음 저감 효과를 높은 정확도로 예측할 수 있을 것으로 보인다. 마지막으로, 본 연구에서는 SISO ANC 시스템을 사용하여 프로펠러 소음에 대한 능동 소음 제어를 진행하여 저감 영역에 한계를 보였다. 이에 MIMO ANC 시스템을 적용함으로써 프로펠러 소음에 대해 전방위 소음 저감이 가능할 것으로 보인다.

참고 문헌

- [1] 고정우, 멀티로터형 비행체의 공력소음: 비행 제어 시스템과 공기역학적 상호작용의 영향, 박사 학위 논문, 항공우주공학과, 서울대학교, 서울, 2022
- [2] 광두영, 멀티로터형 무인항공기 소음의 불쾌감에 영향을 주는 음질 인자의 분석 및 예측. 박사 학위 논문, 기계항공공학부, 서울대학교, 서울, 2017.
- [3] 한동연, 톱니형 뒷전 서레이션: 회전익을 위한 설계변수의 작동 메커니즘과 심리음향학적 효과. 박사 학위 논문, 항공우주공학과, 서울대학교, 서울, 2022
- [4] Hasan, Shahab. Urban air mobility (UAM) market study (No. HQ-E-DAA-TN63497), NASA, November 1, 2018.
- [5] A. J. Lohn. What's the Buzz?: The City-Scale Impacts of Drone Delivery. Santa Monica, CA: RAND Corporation, 2017. URL:https://www.rand.org/pubs/research_reports/RR1718.html.
- [6] H.D. Yoo, S. M. Chankov. Drone-delivery Using Autonomous Mobility: An Innovative Approach to Future Last-mile Delivery Problems. 2018 IEEE international conference on industrial engineering and engineering management (ieem). IEEE, 2018.
- [7] World Health Organization, Guidelines for community noise. WHO, Geneva, 1999.
- [8] WHO Regional office for Europe, Environmental noise guidelines for the European Region. WHO Regional office for Europe: Copenhagen, Denmark, 2018.
- [9] A. W. Christian, R. Cabell. Initial investigation into the

psychoacoustic properties of small unmanned aerial system noise. 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2017.

[10] A. J. Torija, R. H. Self, J. LT Lawrence. Psychoacoustic Characterisation of a Small Fixed-pitch Quadcopter. INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings. Vol. 259. No. 8. Institute of Noise Control Engineering, 2019.

[11] C.R. Theodore. A Summary of the NASA Design Environment for Novel Vertical Lift Vehicles (DELIVER) Project. NASA ARC-E-DAA-TN51290, 2018.

[12] N. S. Zawodny, A. Christian, R. Cabell. A summary of NASA research exploring the acoustics of small unmanned aerial systems. NASA NF1676L-27827, 2018.

[13] R. Cabell, F. Grosveld, R. McSwain. Measured noise from small unmanned aerial vehicles. Inter-Noise and Noise-Con Congress and Conference Proceedings. Vol. 252. No. 2. Institute of Noise Control Engineering, 2016.

[14] N. Zawodny, N. Pettingill. Acoustic wind tunnel measurements of a quadcopter in hover and forward flight conditions. INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings. Vol. 258. No. 7. Institute of Noise Control Engineering, 2018.

[15] C. E. Tinney, J. Sirohi. Multirotor drone noise at static thrust. AIAA Journal; 56(7); 2816-2826, 2018.

[16] B. S. Henderson, and D. Huff. Et al. Electric Motor Noise for Small Quadcopters: Part II-Source Characteristics and Predictions. 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2018.

[17] R. S. McKay, M. J. Kingan. Multirotor unmanned aerial system noise: Quantifying the motor's contribution. The Acoustical Society

of New Zealand Conference. 2018.

[18] N. S. Zawodny, D. D. Boyd Jr. Investigation of rotor–airframe interaction noise associated with small–scale rotary–wing unmanned aircraft systems. *Journal of the American Helicopter Society*, 65(1), 1–17, 2020.

[19] W. Zhou, Z. Ning, H. Li, H. Hu. An experimental investigation on rotor–to–rotor interactions of small UAV propellers. 35th AIAA applied aerodynamics conference. 2017.

[20] N. S. Zawodny, D. D. Boyd Jr, C. L. Burley. Acoustic characterization and prediction of representative, small–scale rotary–wing unmanned aircraft system components. NASA NF1676L–22587, 2016.

[21] R. W. Deters, S. Kleinke, M. S. Selig. Static testing of propulsion elements for small multicopter unmanned aerial vehicles. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 43, 2017.

[22] M. Yang, et al. UAV Rotor Acoustic Analysis and Optimization. 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 547, 2019.

[23] H. H. Hubbard. Propeller–noise charts for transport airplanes (Vol. 2968). National Advisory Committee for Aeronautics, 1953.

[24] K. S. Aravamudan, A. Lee, W. L. Harris. A simplified Mach number scaling law for helicopter rotor noise. *J. Sound Vib.* 57, 555–570, 1978.

[25] N. Kloet, S. Watkins, R. Clothier. Acoustic signature measurement of small multicopter unmanned aircraft systems. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 9(1), 3–14, 2017.

[26] I. Djurek, et al. Analysis of a Quadcopter’s Acoustic Signature

- in Different Flight Regimes. *IEEE Access* 8, 10662–10670, 2020.
- [27] D. Han, D. Y. Gwak, S. Lee. Noise prediction of multi-rotor UAV by RPM fluctuation correction method. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 34(4), 1429–1443, 2020.
- [28] S. E. Wright. Discrete radiation from rotating periodic sources. *Journal of Sound and Vibration*, 17(4), 437–498. 1971.
- [29] R. Stuff. Noise field of a propeller with angular inflow. *AIAA journal*, 26(7), 777–782, 1988.
- [30] R. McKay, M. J. Kingan. Multirotor Unmanned Aerial System Propeller Noise Caused by Unsteady Blade Motion. 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2019.
- [31] S. Zhong, et al. A revisit of the tonal noise of small rotors. *Proceedings of the Royal Society A*, 476(2244), 20200491, 2020.
- [32] H. N. Chen, et al. A computational study of helicopter rotor wakes and noise generated during transient maneuvers. *Annual Forum Proceedings – AHS International*, 1(October), 37–62, 2005.
- [33] M. J. Bhagwat, J. G. Leishman. On the aerodynamic stability of helicopter rotor wakes. In *American Helicopter Society 56th Annual Forum*, Virginia Beach, VA (pp. 2–4), 2000.
- [34] A. J. Landgrebe. The wake geometry of a hovering helicopter rotor and its influence on rotor performance. *Journal of the American Helicopter Society*, 17(4), 3–15, 1972.
- [35] Schiller, N., and N. Zawodny. Initial developments toward an active noise control system for small unmanned aerial systems. *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. Vol. 258. No. 7. Institute of Noise Control Engineering,

2018.

[36] Julliard, J., Antoine, H., Lozachmeur, C., & Roure, A. (2001). Active Control of the Directivity of Fan Tones Noise. SNECMA VILLAROCHE MOISSY-CRAMAYEL (FRANCE) DEPARTEMENT ACOUSTIQUE.

[37] Elliott, S. J., and Nelson, P. A., “The Active Control of Sound,” *Electronics and Communication Engineering Journal*, Vol. 2, No. 4, 1990. <https://doi.org/10.1049/ecej:19900032>.

[38] Kuo, S. M., and Morgan, D. R., *Active noise control systems*, Vol. 4, Wiley, New York, 1996.

[39] Lam, B., Gan, W.-S., Shi, D., Nishimura, M., and Elliott, S., “Ten questions concerning active noise control in the built environment,” *Building and Environment*, Vol. 200, p. 107928, 2021.

[40] Guicking, D. *Active Noise Control– A Review Based on Patent Applications*, proceedings Noise-93, p153-158, 1993.

[41] Olson, H. F., and May, E. G., *Electronic sound absorber*, *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 25, No. 6, pp. 1130-1136, 1953.

[42] Burgess, J. C., “Active adaptive sound control in a duct: A computer simulation,” *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 70, No. 3, 1981, pp. 715-726. <https://doi.org/10.1121/1.386908>.

[43] Roure, A., “Self-adaptive broadband active sound control system,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 101, No. 3, pp. 429-441, 1985.

[44] Miljkovic, D., “Active noise control: From analog to digital – Last 80 years,” 39th International Convention on Information and

Communication Technology, Electronics and Microelectronics, MIPRO 2016 – Proceedings, pp. 1151–1156. <https://doi.org/10.1109/MIPRO.2016.7522313>, 2016.

[45] Paurobally, R., Active control of noise from a vacuum cleaner, Proceedings of the 13th international congress on sound and vibration. Vienna, 2006.

[46] Emborg, U., Samuelsson, F., Holmgren, J., and Leth, S., Active and passive noise control in practice on the SAAB 2000 high speed turboprop, 4th AIAA/CEAS aeroacoustics conference, p. 2231, 1998.

[47] Johansson, S., and Claesson, I., Active noise control in propeller aircraft, Conference for the Promotion of Research in IT at New Universities and at University Colleges in Sweden, The Knowledge Foundation (KK-stiftelsen), 2001.

[48] Chang, C.-Y., Siswanto, A., Ho, C.-Y., Yeh, T.-K., Chen, Y.-R., and Kuo, S. M., Listening in a noisy environment: Integration of active noise control in audio products, IEEE Consumer Electronics Magazine, Vol. 5, No. 4, pp. 34–43, 2016.

[49] Elliott, S., Stothers, I., Nelson, P., McDonald, A., Quinn, D., and Saunders, T., The active control of engine noise inside cars, INTER-NOISE and NOISE-CON congress and conference proceedings, Vol. 1988, Institute of Noise Control Engineering, pp. 987–990, 1988.

[50] Samarasinghe, P. N., Zhang, W., and Abhayapala, T. D., Recent advances in active noise control inside automobile cabins: Toward quieter cars, IEEE Signal Processing Magazine, Vol. 33, No. 6, pp. 61–73, 2016.

[51] Oh, C.-s., Ih, K.-d., Lee, J., and Kim, J.-K., Development of

a Mass–producibile ANC System for Road Noise, *ATZ worldwide*, Vol. 120, No. 7, pp. 58–63, 2018.

[52] Ise, S., Yano, H., and Tachibana, H., Basic study on active noise barrier, *Journal of the Acoustical Society of Japan (E)*, Vol. 12, No. 6, pp. 299–306, 1991.

[53] Lam, B., Shi, C., & Gan, W. S. Active noise control systems for open windows: Current updates and future perspectives. In *Proceedings of the 24th International Congress on Sound and Vibration* (pp. 1–7), 2017.

[54] Nayroles, B., Touzot, G., and Villon, P., Using the diffuse approximation for optimizing the location of anti–sound sources, *Journal of sound and vibration*, Vol. 171, No. 1, pp. 1–21, 1994.

[55] Yang, T., Tseng, C., and Ling, S., Constrained optimization of active noise control systems in enclosures, *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 95, No. 6, pp. 3390–3399, 1994.

[56] Sergent, P., and Duhamel, D., Optimal placement of secondary sources and error microphones for active noise control in a straight waveguide, *Inter–Noise 96 (Noise control: the next 25 years, Liverpool, 30 July–2 August 1996)*, pp. 1025–1028, 1996.

[57] de Callafon, R., and Kinney, C., Optimal microphone placement for active noise control in a forced–air cooling system. *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 127, No. 3, p. 1800, 2010.

[58] Christian, J., and Stafford, D., Error Microphone Placement Optimization for Concurrent MIMO Feedback ANC Systems, Tech. rep., SAE Technical Paper, 2017.

[59] Kajikawa, Y., Gan, W.–S., and Kuo, S. M., Recent applications

and challenges on active noise control, 2013 8th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis (ISPA), IEEE, pp. 661–666, 2013.

[60] Montazeri, A., Poshtan, J., & Kahaei, M. H., Analysis of the global reduction of broadband noise in a telephone kiosk using a MIMO modal ANC system. *International Journal of Engineering Science*, 45(2–8), 679–697, 2007.

[61] Kajikawa, Y., Gan, W.–S., and Kuo, S. M., Recent applications and challenges on active noise control, 2013 8th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis (ISPA), IEEE, pp. 661–666, 2013.

[62] Ardekani, I. T., and Abdulla, W. H., Active noise control in three dimensions, *IEEE Transactions on control systems technology*, Vol. 22, No. 6, pp. 2150–2159, 2014.

[63] Lam, B., Elliott, S., Cheer, J., and Gan, W.–S., Physical limits on the performance of active noise control through open windows, *Applied Acoustics*, Vol. 137, pp. 9–17, 2018.

[64] Tang, X., Zhang, J., and Abhayapala, T. D., Active Noise Control Over Multiple Zones: Adaptive Algorithm in Time Domain, 2020 Asia–Pacific Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA ASC), IEEE, pp. 288–292, 2020.

[65] Zhang, J., Sun, H., Samarasinghe, P. N., and Abhayapala, T. D., Active noise control over multiple regions: Performance analysis, *ICASSP 2020–2020 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP)*, IEEE, pp. 8409–8413, 2020.

[66] Zhang, J. A., *Active Noise Control Over Spatial Regions*, 2019.

- [67] Orliş, D., Giouvanakis, M., Sevastiadis, C., and Papanikolaou, G., Simulation of active low frequency noise control in closed spaces using the FDTD method, Proc Euronoise Conference, pp. 929–934, 2018.
- [68] Sookpuwong, C., and Chompoo-inwai, C., ANC System Modeling and Simulations in a Wide-Area Virtual Environment Using FDTD Approach with Perfectly Matched Layer Absorbing Boundaries
- [69] Tam, C. K., Computational aeroacoustics: a wave number approach, 33, Cambridge University Press, 2012.
- [70] Zhang, G., Tao, J., Qiu, X., and Burnett, I., Decentralized two-channel active noise control for single frequency by shaping matrix eigenvalues, IEEE/ACM Transactions on Audio, Speech, and Language Processing, Vol. 27, No. 1, pp. 44–52, 2018.
- [71] W. L. Oberkampf, C. J. Roy. Verification and validation in scientific computing. Cambridge University Press, 2010.
- [72] W. L. Oberkampf, T. G. Trucano, C. Hirsch. Verification, validation, and predictive capability in computational engineering and physics. Appl. Mech. Rev. 57(5), 345–384, 2004.
- [73] B. M. Adams, et al. DAKOTA, a multilevel parallel object-oriented framework for design optimization, parameter estimation, uncertainty quantification, and sensitivity analysis: version 6.8 user's manual. Sandia National Laboratories, Tech. Rep. SAND2014-4633 May 8, 2018.
- [74] B. M. Adams, et al. DAKOTA, a multilevel parallel object-oriented framework for design optimization, parameter estimation, uncertainty quantification, and sensitivity analysis: version 6.8 Theory manual. Sandia National Laboratories, Tech. Rep.

SAND2014-4253 May 8, 2018.

[75] DJI F450 User Manual v2. DJI, URL: <https://www.dji.com/kr/flame-wheel-arf/download> [retrieved 26 May 2020]

[76] DJI Naza-M v2 Quick Start Manual v1.28. DJI, URL: <https://www.dji.com/kr/naza-m-v2/download> [retrieved 26 May 2020]

[77] DJI DJI Phantom4 Pro User Manual v1.2. URL: <http://www.dji.com/product/phantom-4/info#download> [retrieved 26 May 2020]

[78] D. Y. Gwak, D. Han, S. Lee. Sound quality factors influencing annoyance from hovering UAV. *Journal of Sound and Vibration*, 489, 115651, 2020.

[79] D. Sartori, W. Yu. Experimental characterization of a propulsion system for multi-rotor uavs. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 96(3), 529-540, 2019.

[80] R. E. Ziemer. *Elements of engineering probability and statistics*. Pearson, 1997.

[81] T. Luukkonen. *Modelling and control of quadcopter*. Independent research project in applied mathematics, Espoo 22, 2011.

[82] J. S. Reid. Drone flight-What does basic physics say? In physics lectures. Univ. Aberdeen, JSR, Bengaluru, Karnataka, Tech. Rep. Version 2b, Jul. 2018. URL: <https://homepages.abdn.ac.uk/nph120/meteo/DroneFlight.pdf> [retrieved 26 May 2020]

[83] F. Farassat. *Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat*.

NASA TM-2007-214853, L-19318, 2007.

[84] D. B. Bliss, M. E. Teske, T. R. Quackenbush. A new methodology for free wake analysis using curved vortex elements. NASA-CR-3958, NAS 1.26:3958, CDI-84-6, 1987.

[85] 이승민. 동축 반전 로터의 공력 성능 및 소음 특성에 관한 수치 해석적 연구. Diss. 서울대학교 대학원, 2013.

[86] Ffowcs Williams, J. E., & Hawkings, D. L., Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 264(1151), 321-342, 1969.

[87] Mathelin, Lionel, M. Yousuff Hussaini, and Thomas A. Zang. A stochastic collocation algorithm for uncertainty analysis. No. NAS 1.26: 212153. 2003.

[88] Loewen, Gerhardus Joseph Alex. Efficient uncertainty quantification in computational fluid dynamics. 2010.

[89] Eldred, Michael S. UQ Algorithm Research and Advanced Deployment within the DAKOTA Project. No. SAND2010-3812P. Sandia National Lab.(SNL-NM), Albuquerque, NM (United States), 2010.

[90] G. A. Johanson, G. P. Brooks. Initial scale development: sample size for pilot studies. *Educational and psychological measurement*, 70(3), 394-400, 2010.

[91] Eldred, M. S., & Elman, H. C., Design under uncertainty employing stochastic expansion methods. *International Journal for Uncertainty Quantification*, 1(2), 2011.

[92] H. K. Tanna. Helicopter rotor noise. Part 1-Theoretical

investigation of rotational noise Final report, 1969.

[93] Stephenson, J. H., et al. Effects of flow recirculation on unmanned aircraft system (UAS) acoustic measurements in closed anechoic chambers. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 145(3), 1153–1155, 2019.

[94] Whelchel, J., et al. Propeller noise in confined anechoic and open environments. In *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020.

[95] 고정우, 김동욱, 이수갑. 멀티로터형 비행체의 후류 상호작용을 고려한 공력 및 공력소음 해석 연구. *한국항공우주학회지*, 47.7: 469–478. 2019.

[96] Tam, C. K., and Webb, J. C., Dispersion–relation–preserving finite difference schemes for computational acoustics, *Journal of computational physics*, Vol. 107, No. 2, pp. 262–281, 1993.

[97] Cheong, C., and Lee, S., Grid–optimized dispersion–relation–preserving schemes on general geometries for computational aeroacoustics, *Journal of Computational Physics*, Vol. 174, No. 1, pp. 248–276, 2001.

[98] Nunez, I. J., Miranda, J. G., and Duarte, M. V., Active noise control in acoustic shutters, *Applied Acoustics*, Vol. 152, pp. 41–46, 2019.

[99] Dowling, A. P., Sevik, M., and Ffowcs–Williams, J., “Sound and sources of sound,” 1984.

Abstract

Uncertainty Quantification and Active Noise Control of Propeller Noise for Multirotor–type Aerial Vehicle

Kim DongWook
Aerospace Engineering
The Graduate School
Seoul National University

Multirotor–type aircraft generally controls its attitude and position through the variation of the angular speed of each propeller, which makes the sound signature from it considerably different from the one of propeller flight vehicle. Specifically, the sound spectrum of single–rotor aircraft is dominated by the blade passing frequency (BPF) components, determined by the angular speed of the rotor. In contrast, the variation in the angular speed in the multirotor makes it challenging to predict and reduce the effects of the multirotor noise. In this study, the effects of the angular speed variation of each propeller on the hovering multirotor noise are quantified and predicted through uncertainty quantification process and noise reduction with active noise control simulation is demonstrated. In order to predict the propeller noise of the multirotor, in this study, the rotational speed and SPL (Sound Pressure Level) of the hovering multi–rotor were assumed as random variables and quantified. The

rotational speed uncertainty range was assumed as a function of the maximum tilt angle of the multirotor. In addition, the uncertainty of thrust and SPL are quantified by propagating the rotational speed uncertainty through the propeller experiment and stochastic simulation. Experimental results show that when the propeller has a constant thrust coefficient, uncertainty of the thrust and SPL of the propeller is proportional to the rotational speed uncertainty within the proposed rotation speed range. Stochastic simulation, including the rotational speed uncertainty, can predict the BPF harmonic components of the hovering multirotor noise to some extent.

In addition, by conducting an active noise control simulation for the predicted propeller noise, noise reduction performance and sound field change for the propeller noise according to the active noise control were predicted. In this study, CAA-based virtual-controller active noise control simulation is developed using the linearized Euler equation and a Filtered-x Least Mean Square (FxLMS) algorithm. The noise reduction performance of ANC according to the sampling frequency is predicted and validated through cylindrical duct simulations and experiments. The sound field prediction performance of simulation is validated through experiments on three-dimensional acoustic open spaces. ANC simulation for propeller noise is conducted for BPF noise predicted by stochastic simulation. The noise reduction performance of ANC according to the error microphone position is predicted and validated through experiments. In addition, the sound field change according to the active noise control for the propeller noise is predicted through simulation. The change in reduction performance according to the sampling frequency of the ANC controller is also predicted.

In conclusion, the propeller noise of the hovering multirotor was

predicted through uncertainty quantification. Furthermore, the reduction performance for the predicted propeller noise according to active noise control was predicted through simulation. Through the proposed simulation-based design process, the propeller noise of the hovering multirotor can be predicted and reduced from the propeller design stage.

Keywords : ANC, UQ, Propeller, Multirotor, noise reduction, Propeller noise

Student Number : 2018-34082

감사의 글

연구실에 처음 인사를 드렸던 7년 전부터 지금까지 많은 좋은 분들을 만났고 졸업하는 이 순간 까지도 많은 것을 받는 것 같습니다. 먼저, 부족한 점이 많았던 저를 제자로 받아 주시고 인자하게 지도해주신 이수갑 교수님께 감사의 인사를 드립니다. 교수님께서 주신 많은 가르침 덕분에 부족하나마 제가 한 명의 연구자로서 첫 발을 내딛을 수 있었습니다. 또한, 사업단에서 해주셨던 많은 이야기들은 세상을 보는 시야를 넓히는 창문이 되어주었습니다. 교수님께서 말씀해 주셨던 많은 내용들을 가슴에 품고 부끄럽지 않은 제자가 되기 위해 노력하겠습니다. 또한, 바쁘신 와중에도 졸업 논문 심사에 참석해주신 이관중 교수님, 심사위원으로써 아낌없이 조언을 해주신 임창우 박사님, 저희 동기들 모두의 연구 방향에 이정표를 제시하고 저의 심사위원 또한 맡아주신 곽두영 박사님, 연구실에 처음 왔을 때부터 오랜 시간 같이 지내며 많은 도움을 주고 저의 심사위원까지 되어주신 장석중 박사님께도 감사드립니다.

또, 이제는 각자의 자리에서 열심히 나아가고 계시는 선배분들께도 감사드립니다. 연구실에 처음 입학하여 모든 것이 어색했던 시기 연구방향을 포함한 많은 것을 알려주었던 기섭형, 다양한 곳으로 출장을 다니며 많은 이야기를 나누었던 찬일형, 언제나 연구실 사람들에게 맛있는 음식을 주신 병호형, 밥도 사주고 술도 사주고 차도 사줄 수 있지만 CU는 안되던 서룡형, 언제나 티모처럼 재미있던 아침형, 짧았지만 즐거운 분위기를 만들어준 영환형, 재현형, 경범형께도 감사 드립니다.

오랜 시간 같이 지내며 많은 이야기를 나누는 연구실 동기들이 있었기에 긴 기간 동안 즐거웠던 것 같습니다. 처음에 저의 실수로 어색해졌지만 끊임없이 저를 채찍질 해주던 동연이, 저에게 잊지 못할 최고의 협력 연구 경험을 남겨주고, 언제나 연구실 구성원 모두에게 자극을 주었던 정우, Boker, Janger의 기억과 함께 남겨두고 떠나게 되는 종희형까지 모두에게 감사를 드리고 각자의 앞길에 행운이 따르길 바랍니다.

사업단에 올라가기 전까지 언제나 함께 야식을 먹으며 이야기 했었던

석중형과 원희형, 현기가 있어 연구 방향을 찾지 못했던 시기를 버티고 나아갈 수 있었습니다. 원희 형과 함께 다녔던 많은 출장들과 현기와 같이 먹던 김치찌개 맛은 잊지 못 할 거 같습니다. 둘 모두 좋은 연구주제를 찾아 빠르게 졸업하길 바라겠습니다.

저의 연구 동반자이자 언제나 저를 채찍질해준 비그네시와는 정말 많은 이야기를 했고, 기회가 된다면 앞으로도 같이 연구를 진행할 수 있길 바랍니다. 연구실의 군기반장이자 마지막에 많은 도움을 받았던 지훈형, 인간관계의 기본 법칙을 알게 해준 재헌형, 애플과 테슬라의 오우너 원석이, 신입생(중고) 4+1인방 등 연구실 후배들에게도 감사를 드립니다. 국환이, 호민이, 태석이, 병현이, 영훈이 모두 즐거운 연구실 생활이 되길 바랍니다. 이제 대학원 생활을 시작하는 대준이와 박사과정을 마무리하시는 열완형도 좋은 주제를 찾아 빠르게 졸업 하시길 바라겠습니다. 저를 두고 먼저 졸업한 희상형과, 같이 졸업 준비하며 서로 격려했던 영부 형에게도 좋은 일이 가득하길 바랍니다. 또, 대학교 졸업학기부터 지금까지 언제나 아끼지 않고 조언을 해주셨던 용운형께 감사를 드리며, 현섭형을 비롯한 스콧의 많은 분들께도 감사를 드립니다.

마지막으로 언제나 저를 응원해주시고 물심양면으로 아낌없이 지원해주신 어머니와 아버지께 감사를 드리며, 이젠 한 가정의 어머니로써 가정을 꾸려나가는 경민 누나와 민성 누나, 언제나 고생하시는 매형 목원형과 두현형, 그리고 조카들 하린이, 하늘이, 수아 모두의 앞 날에 행복이 가득하길 기도하겠습니다.

지금까지의 여정을 정리하고 새로운 여정을 준비하는 단계에 들어서며 많은 생각이 물밀 듯 밀려들어 걱정되기도, 두근거리기도 합니다. 연구실에 있었던 수많은 추억을 가지고 새로운 도전을 준비함에 앞서 다시 한번 저를 있게 해주신 모든 분들께 감사의 말씀을 올리며 이만 글을 줄입니다.

2023년 1월

김동욱 씬.