



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](#)

공학석사 학위논문

**멀티로터형 UAM의 착륙 조건에 따른
버티포트 인근 도심 소음 영향 해석**

**Numerical Investigation of Multirotor Type UAM Noise
Near Vertiport Under Various Landing Conditions**

2022년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

조희상

멀티로터형 UAM의 착륙 조건에 따른 버티포트 인근 도심 소음 영향 해석

Numerical Investigation of Multirotor Type UAM Noise
Near Vertiport Under Various Landing Conditions

지도교수 이수갑

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함
2022년 8월

서울대학교 대학원
항공우주공학과
조희상

조희상의 공학석사 학위논문을 인준함
2022년 6월

위 원 장 _____ (인)

부위원장 _____ (인)

위 원 _____ (인)

초 록

본 연구는 멀티로터형 UAM의 소음 저감 착륙 절차의 관한 초기연구로서, UAM 착륙시 버티포트 주변 소음 영향을 분석하였다. 착륙 궤적에 따른 멀티로터형 UAM의 소음을 해석하기 위해 CONA framework를 사용하였다. CONA는 다양한 모듈의 결합을 통하여 궤적에 따라 RPM이 지속적으로 변화하는 멀티로터형 UAM에 대해 소음 해석이 가능하다. CONA의 공력 모듈은 지정 후류 모델인 Parameterized Beddoes wake model을 이용하였으며, 이는 소음 모듈에서 사용된 Farassat Formulation 1A와 결합되어 단일로터와 쿼드로터에 대해 검증되었다.

쿼드로터형 UAM에 대해 넓은 범위의 착륙 조건(접근 속도, 비행 경로 각도)에 대해 소음 영향도가 분석 되었다. 착륙 조건에 따른 소음 영향 그래프가 도시 되었으며 해당 그래프에서 총 3개의 주요 착륙 조건(수직 하강, 소음이 높은 착륙 조건, 소음이 낮은 착륙 조건)이 구분되었다. 각 착륙 조건에 대해 UAM 소음 관점에서 분석되었으며, 접근 속도가 빠르고 비행 경로 각도가 높은 착륙 조건이 소음 저감 착륙을 위해 권고 된다.

UAM의 착륙 조건에 따른 버티포트 주변 소음 영향을 DNL을 통해 등고선 안의 면적으로 나타내었다. 65 DNL에서 소음이 낮은 착륙 조건은 소음이 높은 착륙 조건 대비 97.9%의 소음 영향 면적 감소를 나타내었으며, 55 DNL에서도 97.3%의 소음 영향 면적 감소를 보였다. 버티포트 주변 소음 영향도는 멀티로터형 UAM의 착륙 조건에 따라 극적인 차이를 보인다. 이는 UAM 운용시 버티포트 인근 소음 영향도의 저감을 위해서는 멀티로터형 UAM 공력/소음 특성 분석 기반의 착륙 조건 선택이 필요함을 의미한다. 또한, 본 연구는 버티포트 주변 지역에 대한 소음 영향을 최소화하기 위해서 다양한 멀티로터형 UAM의 착륙 조건 선택에 대한 선행 연구이다.

주요어 : eVTOL, UAM, 소음 저감 절차, 로터 소음, 버티포트
학 번 : 2020-21526

목 차

제 1 장 서론	1
1.1 연구의 배경	1
1.2 연구의 목적 및 내용	4
제 2 장 수치 해석 기법	6
2.1 CONA framework	6
2.2 비행 제어 모듈	7
2.3 공력 해석 모듈	7
2.4 시간 재구성 모듈	17
2.5 소음 예측 모듈	18
제 3 장 공력예측 및 소음예측 검증	22
3.1 UAV scale : 단일로터 호버링 검증	22
3.2 UAV scale : 단일로터 전진 비행 검증	24
3.3 UAM scale : 쿼드로터 전진 비행 검증	26
제 4 장 버티포트 주변 소음 영향 해석	29
4.1 해석 대상 모델	29
4.2 착륙 조건 선정	30
4.3 단일 착륙 조건 결과	32
4.4 다중 착륙 조건 결과	34
4.5 착륙 조건에 따른 버티포트 주변 소음 영향 분석	40
제 5 장 결론	42
참고문헌	44
Abstract	48

표 목차

[표 1-1]	저소음 기반 설계와 소음 저감 운용의 비교	3
[표 2-1]	$\mu=0.19, \alpha=0^\circ$ 에서 각 지정 후류 모델의 후류 계수와 R^2	14
[표 4-1]	해석 대상 모델의 제원	30
[표 4-2]	착륙 궤적 결정 변수	31
[표 4-3]	DNL 결정 변수	40
[표 4-4]	착륙 조건별 DNL 소음 등고선의 면적 비교	41

그림 목차

[그림 1-1]	소형 헬리콥터의 소음 저감 접근 기법	3
[그림 2-1]	CONA의 흐름도	6
[그림 2-2]	Biot-Savart 법칙을 통한 유도 속도의 계산	11
[그림 2-3]	자유 후류 모델과 지정 후류 모델의 후류 궤적	13
[그림 2-4]	로터의 회전방향과 자유류의 유입 조건	15
[그림 2-5]	전진 비와 피치 각도에 따른 후류 계수의 분포	16
[그림 2-6]	각 모델에 대해 MultiPA와의 후류 구조 유사성	17
[그림 3-1]	RPM에 따른 추력 및 토크의 예측 값과 실험값	22
[그림 3-2]	단일로터 호버링 실험의 마이크로폰 위치	23
[그림 3-3]	단일로터 호버링에서 소음의 실험 값과 예측 값	23
[그림 3-4]	단일로터 전진 비행에서 추력 및 토크의 실험값과 예측 값	24
[그림 3-5]	단일로터 전진 비행 실험의 마이크로폰 위치	25
[그림 3-6]	단일로터 전진 비행에서 소음의 실험 값과 예측 값	26
[그림 3-7]	퀴드로터 전진 비행 수치 해석의 수음점 위치	27
[그림 3-8]	퀴드로터 전진 비행에서 소음 지향성 패턴의 예측 값 비교	28
[그림 3-9]	퀴드로터 전진 비행에서 소음 주파수 스펙트럼의 예측 값 비교	28
[그림 4-1]	NASA의 1인승 concept UAM	29
[그림 4-2]	UAM의 착륙 궤적과 지상 수음점 평면	31
[그림 4-3]	해석대상으로 선정된 착륙 조건 영역	31
[그림 4-4]	착륙 조건 $V_a=12\text{ m/s}$, $\gamma=10^\circ$ 에서 시간에 따른 RPM 및 퀴드로터 속도 변화	32
[그림 4-5]	퀴드로터 착륙 과정 중 비행 궤적과 소음 지도	33
[그림 4-6]	착륙지점에서 퀴드로터 소음 변화	34
[그림 4-7]	SEL로 예측된 착륙지점 근처의 소음 지도	34
[그림 4-8]	착륙 조건별 소음 영향도 그래프의 생성 과정	35
[그림 4-9]	착륙 조건별 소음 영향도	35
[그림 4-10]	VRS 영역과 착륙 조건에 따른 에너지 소모량	36
[그림 4-11]	착륙 조건별 로터의 $dFz/d\psi$ 분포와 후류 구조	38
[그림 4-12]	착륙 조건에 따른 로터 끝단 마하 수	39
[그림 4-13]	비행 조건 A와 B에서 시간에 따른 RPM 변화	40
[그림 4-14]	착륙 조건별 DNL 소음 지도	41

기호 및 약어

English symbols

a	Acceleration
c	Chord length
c_0	Speed of sound
C_T	Thrust coefficient
D	Distance
F_z	Normal force
f	Implicit function defining the acoustic data surface
H	Altitude
$H(x)$	Heaviside function
L_{eq}	Equivalent sound level
M	Mach number
M_r	Mach number in radiation direction of the observer
n_i	Normal vector
p	Pressure
p_0	Reference value of 20μ Pa
R	Rotor radius
Re_v	Vortex reynolds number
r	Distance between source and observer point
r_0	Initial vortex core radius
r_v	Non-dimensional radial location of vortex element
T_0	Reference time interval
T_{ij}	Lighthill stress tensor
t	Source time
U_∞	Freestream velocity
u	Fluid velocity
V_a	Approach speed
V_c	Cruise speed
V_x	Horizontal speed
V_z	Vertical speed
$\overrightarrow{V_{ind}}$	Induced velocity
w_0	Mean inflow determination parameter
w_s	Lateral wake skew parameter
w_c	Longitudinal wake parameter
x_v, y_v, z_v	Tip-vortex geometry location

Greek symbols

α	Pitch angle
Γ	Circulation

γ	Flight path angle
δ	Apparent (turbulent) viscosity
$\delta(x)$	Delta function
λ_i	Inflow velocity
λ_0	Mean inflow velocity
μ	Advance ratio
μ_x, μ_z	Advance ratio parallel/perpendicular to rotor plane
ξ	Decaying coefficient
ρ_0	Air density
σ	Rotor solidity
τ	Retarded time
τ_{ij}	Stress tensor
χ	Wake skew angle
ψ_b	Azimuthal angle between the current blade location
ψ_v	Azimuthal angle between the current blade location
$\Delta\psi_v$	Wake age
Ω	Angular velocity

Subscript symbols

<i>ret</i>	Retarded time
<i>T</i>	Thickness noise term
<i>L</i>	Loading noise term

Mathematical symbols

∇	Gradient
∇^2	Laplace operator

Abbreviations

BET	Blade Element Theory
BPF	Blade Passing Frequency
BPM	Brooks, Pope, and Marcolini broadband noise model
BVI	Blade-Vortex Interaction
BVS	Bluntness Vortex Shedding
CFD	Computational Fluid Dynamics
DEP	Distributed Electric Propulsion
DNL	Day-Night average sound Level
dB, dBA	Decibel, Decibel A-weighting
eVTOL	Electric Vertical Take-Off and Landing
FAA	Federal Aviation Administration
FW – H	Ffowcs Williams and Hawkings
HBEM	Hybrid Blade Element Momentum Model

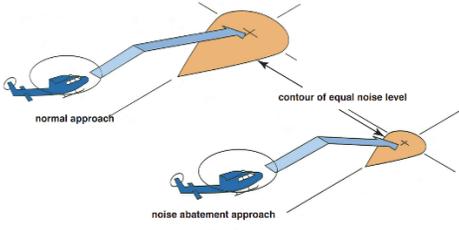
LBLVS	Laminar Boundary Layer-Vortex Shedding
OASPL	Overall Sound Pressure Level
SEL	Sound Exposure Level
TBLTE	Turbulent Boundary Layer-Trailing Edge
UAM	Urban Air Mobility

1. 서론

1.1 연구배경

멀티로터 형태의 Electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL)은 현재 다양한 산업분야에서 이용되고 있다. eVTOL은 기존 항공기와 달리 대부분 전기 추진을 이용하기 때문에 환경적이고 부품 수가 적어 정비의 용이성이 좋다는 장점 등이 있다. 따라서, 앞으로 더욱 많은 eVTOL이 이용될 것으로 예상된다[1]. 다양한 목적의 eVTOL 중 도심 속에서 사람을 태우고 운항하는 Urban Air Mobility (UAM)은 최근 eVTOL 시장에서 가장 주목받고 있다. 기존의 도심 교통수단과 달리 3차원 공간에서 운항하는 UAM은 교통체증을 벗어날 수 있는 획기적인 도심 교통수단으로 인식되고 있다. 하지만 UAM의 원활한 시장 도입을 위해서는 소음, 안전과 같은 넘어야 할 장벽이 존재한다[2]. 그 중에서 UAM 소음은 도심 운항, 많은 수의 비행, 기존 항공기와 다른 소음 특성으로 인하여 큰 문제로 대두되고 있다. NASA의 UAM 시장 연구에 따르면 소음은 대중의 부정적인 수용성으로 인하여 성공적인 UAM의 시장진출을 막는 가장 큰 장벽 중 하나이다[3]. UAM은 도심 속에서 비교적 낮은 고도로 운항하기 때문에, 탑승객에 영향을 줄 뿐만 아니라 지상에도 영향을 준다[4]. 이는 향후 UAM의 운용에 제약이 될 수 있기 때문에 소음 저감이 필요하다.

UAM의 소음을 줄이는 방법에는 저소음 기반 설계와 소음 저감 운용으로 분류할 수 있다. 저소음 기반 설계는 성능, 안전, 그리고 비용과의 상충 관계로 인해 큰 폭의 소음 저감이 불가능한 경우가 많고, 소음 감소 기술을 구현하는 것은 많은 기간이 걸리는 과정이다. 이에 반해 소음 저감 운용은 기 개발된 모델에도 적용이 가능하며 비용도 적게 든다. 이와 같은 장점으로 인해 이미 상업용 제트기와 헬리콥터는 운용 시 소음을 저감할 수 있는 방법인 소음 저감 절차에 [5,6] 대해 많은 연구가 이루어졌다. UAM은 소음 저감이 기존 항공기보다 더욱 강조되기 때문에 소음 저감 운용이 필요하며 NASA는 백서를 통해 UAM의 소음 저감 운용의 필요성을 언급하고 있다[7].

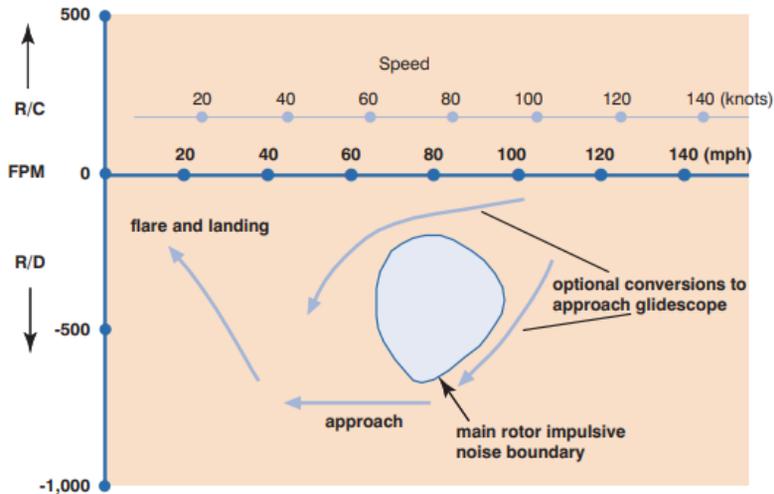
Acoustics-based vehicle design	Operational planning
 <p data-bbox="425 446 472 472">[12]</p>	 <p data-bbox="903 446 951 472">[13]</p>
<p data-bbox="265 482 636 544">→ Tradeoffs with performance, Lengthy process, High cost</p>	<p data-bbox="729 482 1133 544">→ Applicable to existing vehicles, Low cost</p>

[표 1-1] 저소음 기반 설계와 소음 저감 운용의 비교

따라서 본 연구는 UAM의 소음 저감 운용을 다루며 특별히 소음 저감 착륙 절차에 대해 연구하고자 한다. UAM은 착륙 시 지면과의 거리가 가까워 지상 소음 영향이 매우 커지고 UAM 착륙장 소인 버티포트(Vertiport) 주변은 소음 영향을 크게 받는다[8]. 또한 사람들의 소음에 대한 자각은 UAM 한대에서 발생하는 소음보다는 다수의 누적된 소음 영향에 더 의존하기 때문에 많은 수의 UAM이 이착륙하는 버티포트는 주변 지역에 지대한 소음 영향을 준다[9]. 이로 인하여 버티포트는 UAM 이착륙 시 소음으로 인해 수용력이 제한을 받게 되고 이는 운항횟수를 제한하며 경제성을 감소시킨다[10]. 버티포트 주변 소음 영향을 감소시키고 소음으로 제한 받는 버티포트의 수용력을 증가시키기 위해 소음 저감 착륙 절차의 도입과 연구가 요구된다.

기존 VTOL 항공기인 헬리콥터는 소음 저감 착륙 절차에 대해 많은 연구가 이루어졌다. 헬리콥터의 소음 저감 착륙 절차는 헬리콥터 착륙 시에 블레이드와 와류 간의 거리인 Miss-distance를 증가시켜 BVI 소음의 방사를 최소화하는데 목적을 두었다. 이를 위해서는 로터 면과 후류의 각도를 증가시켜야 하며 비행 경로 각도의 조정을 통해 후류의 각도를 변화시킬 수 있다. Fredric H.Schmitz는 Quasi-Static Acoustic Mapping 을 이용하여 X-force, 가속도, 비행 경로 각도의 조정을 통해 BVI 소음을 저감시켜 지상 소음 수준을 낮출 수 있음을 보여주었다[11]. 특히 비행 경로가 즉 전진/하강 속도는 BVI 강도에 지배적인 역할을 하며, 전진/하강 속도는 헬리콥터 운용 시 쉽게 통제 가능한 인자이기 때문에, 헬리콥터의 소음 저감 착륙 절차는 주로 하강/전진 속도의 변경을 통해 이뤄진다. Helicopter Association

International(HAI)는 헬리콥터의 지상 소음 영향을 줄여 대중의 수용을 높이기 위하여 Fly Neighborly 지침을 발행하였다[13]. Fly Neighborly 지침은 착륙 시에 BVI가 커지는 하강/전진 속도가 있음을 언급하며 Fried egg plot을 통해 높은 BVI 소음 영역을 나타냄으로써 파일럿이 BVI가 커지는 하강/전진 속도의 영역에 대한 정보를 제공한다. Eric Greenwood는 Fried egg plot의 획득을 위하여 Machine learning과 헬리콥터 소음 측정 데이터베이스를 이용해 BVI 소음이 생성되는 헬리콥터 운항 조건을 예측할 수 있는 모델을 제시하였다[14]. 요약하면 헬리콥터의 소음 저감 착륙 절차는 BVI를 최소화하는 하강/전진 속도의 조정을 통해 이뤄지고 있다. 멀티로터 형태의 UAM도 헬리콥터와 같은 회전익기이기 때문에 착륙 시 하강/전진 속도의 조정을 통해 강한 BVI를 회피하여 소음 저감이 가능하다.



[그림 1-1] 소형 헬리콥터의 소음 저감 접근 기법[14]

하지만 헬리콥터의 소음 저감 착륙 절차를 멀티로터형 UAM에 그대로 적용하기엔 두가지 부족한 점이 있다. 첫번째로 UAM의 소음 저감 착륙을 위해서는 헬리콥터 보다 넓은 범위의 비행 경로 각에 대해 지상 소음 영향을 분석해야 한다. 헬리콥터의 경우 회전익기가 착륙을 위한 접근시 최대 BVI 소음을 평가하기위해 비행 경로 각이 6도로 규정되었으며[15], 파일럿의 시계 비행을 위해 일반적인 착륙 접근시 비행 경로 각이 3~12도로 작아 해당 범위에서 소음 저감 착륙 절차가 주로 제시 되었다. 하지만 UAM은 향후 자동 비행이 활성화 되어 비행

경로 각의 제한을 받지 않고 착륙이 가능하고, 버티포트의 위치에 따라 주변 건물의 제약으로 인해 높은 비행 경로 각으로 접근하여 착륙을 해야 할 상황도 발생한다. 따라서 UAM의 소음 저감 착륙을 위해서는 헬리콥터 보다 넓은 범위의 비행 경로 각에 대해 버티포트 주변 소음 영향을 분석해야한다.

두번째로 UAM은 공력과 소음 특성이 다르다. 우선 헬리콥터는 Pitch control 기반으로 운항하지만, 현재 대부분의 멀티로터형 UAM은 분산형 전기 추진 시스템(Distributed Electric Propulsion, DEP)과 RPM control 기반으로 운항한다. 따라서 UAM은 운항시 공력 소음의 주요 인자인 로터 끝단 마하 수(Tip mach number)의 변화가 헬리콥터 대비 크다. 또한 다수의 로터 채용으로 인하여 로터안에서 발생하는 Self BVI 뿐만 아니라 로터 간의 상호작용으로 인한 BVI도 발생한다. 이는 UAM의 소음 저감 착륙 조건이 헬리콥터와 많이 상이할 수 있음을 의미한다.

1.2 연구 목적 및 내용

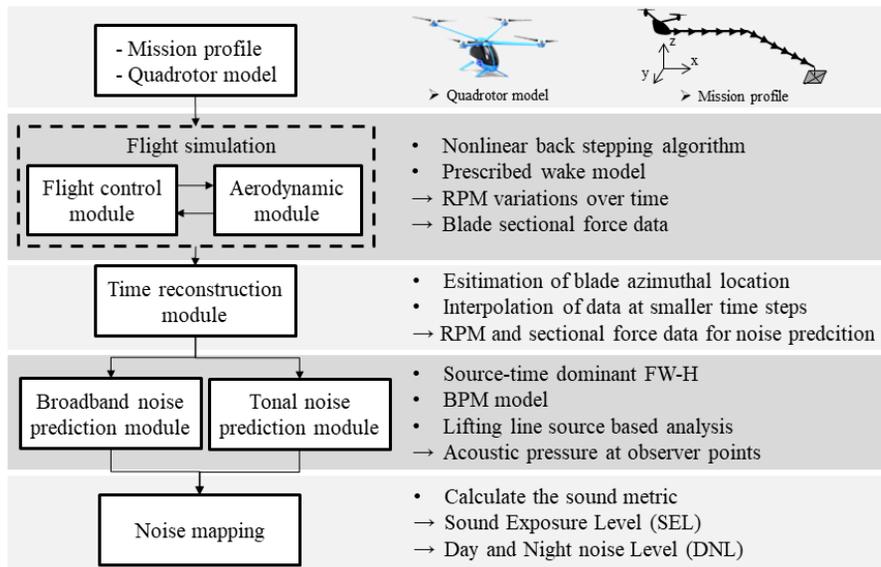
본 연구에서는 멀티로터형 UAM에 대해 비행 속도와 경로 각에 따른 버티포트 주변 소음 영향도를 분석하고자 한다. 착륙 궤적에 따른 지상 소음 영향도를 해석하기 위하여 본 연구는 Comprehensive multiRotor Noise Assessment(CONA) Framework를 이용하였다[16]. CONA framework는 궤적에 따라 지속해서 RPM이 변화하는 멀티로터 형태의 UAM 소음해석이 가능하다. 해당 방법은 6자유도 비행 시뮬레이션 환경을 기반으로 하였으며[17], 비행 제어는 Backstepping control algorithm을 사용한다[18]. CONA framework는 공력 모델로 Hybrid Blade Element Momentum Model(HBEM)[19] 혹은 지정 후류 모델 중 사용자가 선택할 수 있으며, 해당 연구에서는 Beddoes wake model 기반의 지정 후류 모델을 이용하였다. 또한 음원 시간 지배 알고리즘을 이용한 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)방정식 기반의 음향상사법을 톤 소음 예측에 이용하며, 광대역 소음 예측을 위해 반 경험적 모델인 BPM 모델을 이용한다. 멀티로터 형태의 UAM에 대한 대표적인 소음 측정 지표가 없는 상황에서 착륙 시간에 따른 소음 영향도의 누적 효과를 대변하고, ICAO에서 정한 3175kg 이하 소형 헬리콥터의 소음 측정 지표인 음향노출레벨(Sound Exposure Level, SEL)과[20] 주야

소음 레벨 (Day-Night average sound Level, DNL)을 소음 지표로 사용한다. 운용 조건 중 전진 속도와 하강 속도를 인자로 삼아 버티포트 주변의 소음 영향도를 소음 지도로 나타내고, 수직 하강 착륙부터 전진 속도를 갖는 얇은 하강 착륙까지 넓은 범위의 비행 경로 각에 대해 소음 영향도를 보여주고자 한다. 이를 통해 UAM 착륙 조건에 따른 버티포트의 주변의 소음 영향을 받는 면적 변화를 나타내어 UAM의 소음 저감 착륙 절차의 중요성을 강조한다.

2. 수치 해석 기법

2.1 CONA framework

궤적에 따라 지속해서 RPM이 변화하는 멀티로터 UAM의 소음을 예측하기 위해서 본 논문은 CONA framework를 이용하였다. CONA는 [그림 2-1]과 같이 비행 제어 모듈(Flight control module), 공력 해석 모듈(Aerodynamic module), 시간 재구성 모듈(Time reconstruction module), 소음 예측 모듈(Noise prediction module)로 구성되어 있다. 우선 비행 시뮬레이션을 위해 CONA는 멀티로터의 정보와 궤적을 입력값으로 받는다. 비행 제어 모듈과 공력 해석 모듈은 멀티로터가 임무도의 궤적을 트림 조건을 계산하여 추종할 수 있도록 한다. 시간 재구성 모듈에서 블레이드의 위치를 예측하여 비행 제어 모듈에서 계산된 시간 간격을 소음 예측을 위한 시간 간격으로 줄인다. 이후 소음 예측 모듈에서 각 수음점마다 소음을 예측하고 멀티로터의 궤적별 소음 영향도를 소음 지도로써 나타낸다.



[그림 2-1] CONA의 흐름도

2.2 비행 제어 모듈

멀티로터의 비행 제어를 위해 Backstepping control algorithm 기반의 오픈소스가 사용되었다[17]. 멀티로터의 비행 제어는 유도(Guidance), 위치 제어(Position controller), 자세 제어(Attitude controller) 블록의 조합으로 이루어진다. 각 블록이 궤적 추종을 위한 제어 루프를 형성하며 각각의 블록 및 제어 과정은 다음과 같이 설명 될 수 있다. 우선 유도 블록은 멀티로터의 궤적 및 시간에 따른 멀티로터의 속도, 가속도, 방위각도를 생성하며 이 값은 위치 및 자세제어 블록으로 입력된다. 위치 제어 블록은 병진 운동 및 회전 운동 방정식을 이용하여 유도블록에서 입력 받은 멀티로터의 위치와 속도를 추종하기 위한 추력, 롤 각도, 피치 각도를 계산하여 출력한다. 자세 제어 블록은 위치 제어기의 출력 값과 멀티로터의 방위 각도를 입력 받아 입력 값의 추종을 위한 모멘트를 출력한다. 즉 위치와 자세 제어 블록에서 각각 궤적 추종을 위한 멀티로터의 추력과 모멘트가 계산된다. 이는 공력 해석 모듈로 입력되어 RPM을 추정하며 해당 RPM에서의 추력과 모멘트를 계산하여 제어 루프를 구성한다.

2.3 공력 해석 모듈

2.3.1 Blade-Vortex Interaction

멀티로터는 각각의 로터가 자체 로터에서 발생한 후류의 영향을 받기도 하지만, 인접한 로터에서 발생한 후류의 영향도 받는다. 이는 Blade-Vortex Interaction(BVI)를 발생시키며 멀티로터 소음의 큰 영향을 끼친다. 로터가 회전하면서 블레이드는 로터 면 위아래의 압력차를 통해 높은 하중이 형성된다. 이때 블레이드 끝단 에서 유동은 압력면(Pressure side)에서 흡입 면(Suction side)으로 이동하며 이는 와류를 형성한다. BVI는 블레이드에서 발생한 와류가 인접 블레이드와 상호작용하면서 발생한다. 이는 로터면에 매우 높은 충격 하중을 일으키며 비정상 하중 소음을 급격하게 증가시킨다. 특히 이러한 BVI 현상은 회전익 비행체가 진진 하강비행시에 로터와 와류의 거리인 miss-distance의 간격이 가까워질 때 크게 발생하는 것으로 알려져 있다[21].

본 연구는 멀티로터의 착륙시 지상 소음 영향을 분석하기 때문에 멀티로터 하강시 소음에 큰 영향을 주는 BVI를 반영할 필요가 있다. 기존 CONA framework는 공력모델로서 HBEM을 사용한다. 해당 모델은 선형 유입류 모델을 사용하여 유입류의 분포가 로터 방위각에 따라 선형적으로 변화한다. 따라서 후류에 따른 유입류의 변화를 모사할 수 없기 때문에 BVI를 예측하지 못한다. 따라서 본 연구에서는 지정 후류 모델을 사용하여 로터 블레이드와 후류 간의 상호작용으로 발생된 유입류를 계산하고 이를 통해 BVI로 인한 비정상 하중 소음을 예측하고자 하였다.

2.3.2 Prescribed wake model

블레이드 끝단 와류에 의해 형성되는 BVI 소음을 시뮬레이션하기 위해서는 물리적인 설명을 기반으로 하는 로터 후류 구조에 대한 모델링이 필요하다. 후류 구조를 모델링하는 방법은 크게 지정 후류 모델(Prescribed wake model)과 자유 후류 모델(Free wake model)로 나뉘어 진다. 자유 후류 모델은 로터-후류 상호작용뿐만 아니라 멀티로터 후류간의 상호작용으로 인한 후류 구조의 변화도 도출할 수 있어 멀티로터의 후류간섭현상 연구에 사용되어 왔다. 하지만 자유후류모델은 지정후류모델에 비해 계산 비용이 훨씬 높아 CONA의 공력모델로서 알맞지 않다. CONA는 해석 궤적에 따라 많은 시간간격이 포함되므로 각 공력 모델이 전 궤적 해석 시간을 크게 증가시키지 않아야 한다. 따라서 본 연구에서는 공력 모델로 지정 후류 모델을 선정하였으며 그 중 전진 비행중에 로터-후류 상호작용을 고려하기 위하여 Beddoes wake model을 사용하였다.

Beddoes wake model은 로터면을 지나는 시간 평균된 유입류 분포(λ_i)를 통해 블레이드의 로터 축방향 후류 구조 궤적(z_v)이 추정될 수 있다는 것을 바탕으로 한다.[22]

$$z_v = \mu_z \Delta\psi_v - \int_{\psi_b}^{\psi_v} \lambda_i d\psi \quad (2.1)$$

여기서 $\Delta\psi_v = \psi_b - \psi_v$ 로 wake age를 의미하며, λ_i 는 Heysan & Katzoff[23]에 의한 실험을 통한 downwash 측정 값으로부터 추론되었다.

$$\lambda_i = \lambda_0(1 + Ex_v - E|(y_v)^3|) \quad (2.2)$$

여기서 λ_0 는 로터면에 대한 평균 유입류이며 다음의 식에 대해 수치적방법을 통해 계산할 수 있으며,

$$\lambda_0 = \mu \tan \alpha + \frac{C_T}{2\sqrt{(\mu_x + \lambda_0)^2}} \quad (2.3)$$

x_v 와 y_v 는 각각 x 축과 y 축방향의 후류 궤적을 나타내고 후류가 자유류에 따른 사이클로이드 곡선(Cycloid curve)이라 가정하면 다음과 같다.

$$x_v = r_v \cos \psi_v + \mu_x \Delta \psi_v \quad (2.3)$$

$$y_v = r_v \sin \psi_v \quad (2.4)$$

또한 Beddoes는 $E = \chi$ 로 제시하였으나 일반적으로 $E = \chi/2$ 가 실험결과 및 Free wake model과 더 잘 맞는 값으로 알려져 있다.[22]

Beddoes wake model은 로터 면에 대한 다른 유입류 모델을 도입하여 확장될 수 있다. Berend G. van der Wall[24]는 Drees'의 횡 방향 유입류 모델을 도입하고 블레이드의 root cutout을 고려하여 다음과 같은 유입류 모델을 사용하였다.

$$\lambda_i = \lambda_0(1.2 + \chi \cos \psi_v + \chi|(\sin \psi_v)^3| - 2\mu_x \sin \psi_v) \quad (2.5)$$

유입류 모델에 있어 각 변수들은 최종적으로 계산될 z_v 를 결정한다. 앞서 언급한 유입류 모델들은 일련의 물리적 가정들이 적용된 모델이고 헬리콥터 기반의 모델이다. 따라서 본 연구에서는 Greenwood's[25]가 소개한 방법을 도입하여 보다 일반적인 방법으로 유입류 모델에 매개변수를 도입하여 다음과 같이 사용하였다.

$$\lambda_i = \lambda_0(w_0 + w_c \chi(\cos \psi_v + \chi|(\sin \psi_v)^3|) - w_s \mu_x \sin \psi_v) \quad (2.6)$$

여기서 w_0 , w_s , w_c 는 후류 변수이며 각각 평균 유입류 결정 변수,

횡방향 후류 왜곡 변수, 종방향 후류 왜곡 변수를 의미한다. 가정된 유입류 분포가 주어지면 식 2.1을 사용하여 다음과 같이 로터 축방향 후류 궤적을 계산할 수 있다.

$$z_v = -\mu_z \Delta \psi_v + \begin{cases} -\lambda_i [w_0 - w_s \mu_x y_v + w_c \chi (\cos(\psi_v) + \mu_x \Delta \psi_v / 2 r_v - |y_v^3|)] \Delta \psi_v \\ \quad \dots \text{ (if } x_v < -r_v \cos(\psi_v) \text{)} \\ -\lambda_i (2 - e^{-\zeta \mu_x}) (w_0 - w_s \mu_x y_v - w_c \chi |y_v^3|) \Delta \psi_v \\ \quad \dots \text{ (if } \cos(\psi_v) > 0 \text{)} \\ -\lambda_i \left(\frac{2(1 - e^{-\zeta \mu_x}) x_v}{\mu_x \Delta \psi_v} + e^{-\zeta \mu_x} \right) (w_0 - w_s \mu_x y_v - w_c \chi |y_v^3|) \Delta \psi_v \\ \quad \dots \text{ (otherwise)} \end{cases} \quad (2.7)$$

위 식에서 $(w_0, w_s, w_c) = (1.0, 0.0, 1.0)$ 이면, 식 2.2 를 이용한 본래의 Beddoes wake model 의 후류 궤적과 같다. 또한 Decaying coefficient (ξ)는 Beddoes wake model 에서 전진비(μ)가 낮으면 후류 구조에 불연속적인 구간이 발생하는 것을 막고자 도입하였으며 [26], 본 연구에서는 $\xi = 5$ 로 선정하였다. 후류 변수(w_0, w_c, w_s)는 실험적 방법 또는 수치적 방법을 통해 결정해야 한다. 본 연구에서는 Free wake VLM 기반의 방법인 MultiPA 를 활용하여 후류 변수를 결정하였으며 이는 2.2.3 절에 자세히 언급하였다.

후류 구조의 위치가 결정되면 로터면의 유입류는 Biot-Savart 법칙을 사용하여 계산된다.

$$\vec{V}_{ind} = \frac{\Gamma}{4\pi r_p} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \hat{e} \quad (2.8)$$

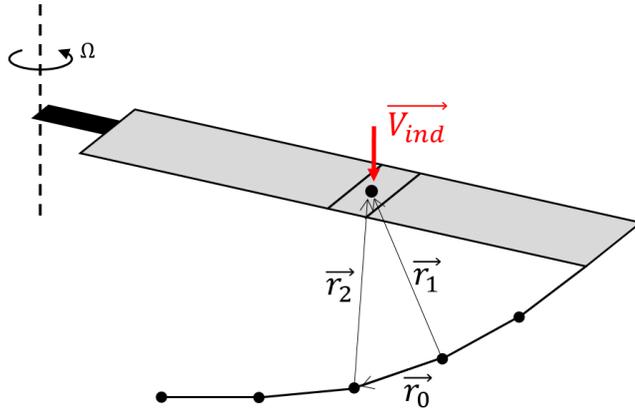
여기서,

$$r_p = \frac{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|}{|\vec{r}_0|} \quad (2.9)$$

$$\cos \theta_1 = \frac{\vec{r}_0 \cdot \vec{r}_1}{|\vec{r}_0| |\vec{r}_1|} \quad (2.10)$$

$$\cos \theta_2 = \frac{\vec{r}_0 \cdot \vec{r}_2}{|\vec{r}_0| |\vec{r}_2|} \quad (2.11)$$

$$\hat{e} = \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|} \quad (2.12)$$



[그림 2-1] Biot-Savart 법칙을 통한 유도속도의 계산

기존의 Biot-Savart 법칙은 블레이드와 와류 사이의 거리가 0 에 가까워짐에 따라 유도 속도(\vec{V}_{ind})가 기하급수적으로 무한대에 접근하여 특이점이 발생한다. 실제로 Vortex core 는 유한한 반경을 갖으며 Vortex core 내에서 강체 회전을 하게 된다. 따라서 유도 속도는 Vortex core 중심에 도달할수록 감소한다. 이러한 수치적 특이성을 방지하고 실제 유체의 와류를 모사하기 위해 Vatistas 모델[27]을 사용하였다.

$$\vec{V}_{ind} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_p}{(r_p^{2n} + r_c^{2n})^{1/n}} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \hat{e} \quad (2.13)$$

회전의 블레이드의 끝단 와류의 경우 Vatistas 의 $n = 2$ 모형에 우수한 적응성을 보이기에 해당 값을 사용하였다. 또한 식 2-13 에서 와류순환강도(Γ)와 와류코어반경(r_c)이 결정되어야 한다. 와류순환강도는 다음과 같이 로터의 추력 계수를 통해 결정된다.

$$\Gamma = kc\Omega R \frac{C_T}{\sigma} \quad (2.14)$$

여기서 k 는 Beddoes 가 제시한 $k = 2.4$ 를 사용하였다[22].

와류코어성장(vortex core growth)모델은 Bhagwat and Leishman[29]에 의해 수정된 Lamb Oseen 모델을 사용하여 점성 및 난류 확산과 초기 와류 코어 반경(r_0)의 영향을 고려하였다.

$$r_c = \sqrt{r_0^2 + 4\alpha v \delta t} \quad (2.15)$$

여기서 r_0 는 UAV scale 에 대해 코드 길이의 15%로 선정 하였고, UAM scale에 대해서는 코드 길이의 5%로 선정하였다. Lamb-Oseen constant(α)는 $\alpha = 1.25643$ 로 선정하였고, t 는 와류가 생성될 때부터의 시간으로 $t = \psi_w / \Omega$ 로 계산될 수 있으며, δ 는 겉보기 점도와 실제 점도의 비율이며 Vortex reynolds number(Re_v)로 다음과 같이 계산 될 수 있다.

$$\delta = 1 + a_1 Re_v \quad (2.16)$$

$$Re_v = \frac{2\Omega R c C_T}{v \sigma} \quad (2.17)$$

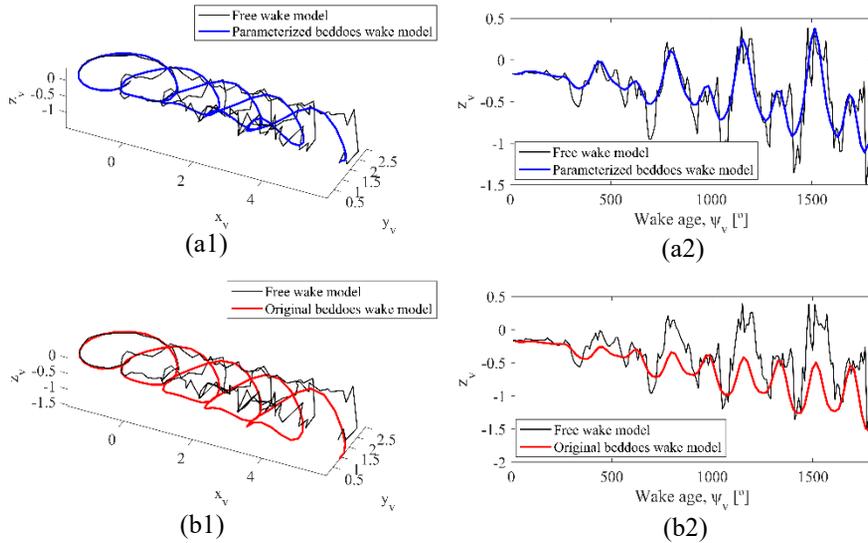
여기서 a_1 의 범위는 5×10^{-5} 에서 4×10^{-4} 이며 [30], 본 연구에서는 $a_1 = 2 \times 10^{-4}$ 를 사용하였다.

2.3.3 Parameterized Beddoes wake model

식 2.7 의 Parameterized Beddoes wake model 에서 후류 변수는 멀티로터 구성 및 모델에 따라 달라지며 실험적 방법 또는 수치적 방법을 통해 결정되어야 한다. 본 연구에서는 MultiPA 를 통해 후류 변수를 결정하였다. MultiPA 는 회전익에 대한 다양한 로터 구성의 공기역학 및 공력 소음 분석을 수행하는 Free wake VLM 기반의 solver 이다[31]. MultiPA 로 해석 대상 모델의 후류 구조를 얻은 후, 후류 변수를 변화해가며 $\Delta\psi_v$ 에 따른 z_v 가 MultiPA 로 구한 후류 구조의 z_v 와 가장 유사한 후류 변수를 찾는다. 본 연구에서는 R^2 을 통해 z_v 의 유사성을 평가하였으며, R^2 를 목적 함수로 두고 최적화 기법 중 하나인 Nelder-Mead Simplex Method[32]를 사용하여 후류 변수를 찾았다.

[그림 2-3]은 UAM 쿼드로터 모델의 전방 로터에 대해 $(\mu, \alpha) = (0.19, 0^\circ)$ 일때 MultiPA 로 구한 후류 구조(검정 실선), $E = 0.5\chi$ 로

가정했을 때 Original Beddoes wake model 로 구한 후류 구조와 최적화 기법을 통해 후류 변수를 계산하여 구한 후류 구조를 각각 도시 하였다. 후류 구조는 $\Delta\psi_v < 180^\circ$ 까지 최적화 범위로 선정 하였다. Original Beddoes wake model 은 후류 구조가 아래로 형성되어 MultiPA 의 후류 구조와 잘 맞지 않으나, 최적화된 후류 구조는 경향을 잘 따라가는 것을 볼 수 있다. 멀티로터의 경우 전방 로터에서 발생한 후류가 후방 로터에도 영향을 미쳐 로터-후류 상호작용을 발생시키고 이는 비정상 하중 소음의 증가를 야기하기 때문에 로터 근처 후류(Near wake) 뿐만 아니라 로터에서 먼 범위의 후류(Far wake)의 예측도 중요하다. 따라서 지정후류모델을 멀티로터에 사용하고자 하면 이를 중요시해야 하며, Original Beddoes wake model 보다 Parameterized Beddoes wake Model 은 멀티로터의 공력 모델에 더 적합하다고 볼 수 있다.



[그림 2-2] 자유 후류 모델과 지정 후류 모델의 후류 구조; (a) Parameterized Beddoes wake model, (b) Original Beddoes wake model, (1) 3차원 그래프, (2) 후류의 높이 변화

Original Beddoes wake model	Parameterized Beddoes wake model
$(w_0, w_s, w_c) = (1.0, 0.0, 0.5)$	$(w_0, w_s, w_c) = (0.63, -1.73, 0.54)$
$R^2 = -0.21$	$R^2 = 0.62$

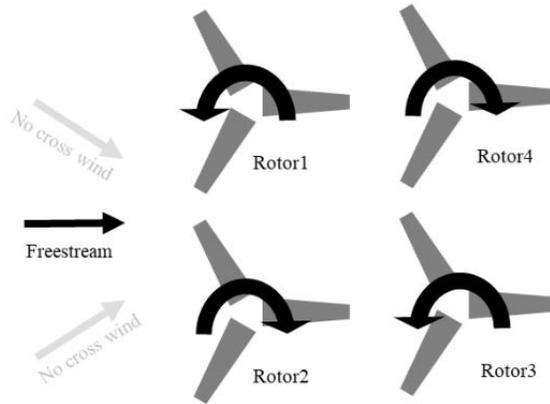
[표 2-1] $\mu = 0.19, \alpha = 0^\circ$ 에서, 각 지정 후류 모델의 후류 변수와 R^2

후류 변수는 멀티로터 모델 및 각 로터의 위치에 종속적일 뿐만 아니라 비행 조건도 종속적이다. 따라서 비행 조건에 따른 후류 변수의 변화를 모델링할 필요가 있다. 본 연구는 X 타입 UAM 쿼드로터형 모델에 대해 연구를 수행하였으며 쿼드로터가 비행중 외풍이 없고 [그림 2-4]과 같이 쿼드로터의 앞 방향에서만 자유류가 유입된다고 가정하였다. 또한 후류 변수를 구할때 각 로터의 RPM 은 모두 같다고 가정하였다. 이에 따라 비행 조건은 RPM, 자유류의 속도, 피치각도(α)로 선정될 수 있으며 RPM 과 자유류의 속도는 전진비(μ)로 축소될 수 있다. 따라서 α 와 μ 를 독립변수로 두어 후류 변수의 변화를 모델링 하였다. [그림 2-5]는 멀티콥터 α 과 μ 에 따른 각 후류 변수의 변화를 나타내고 있다. Parameterized Beddoes wake model 을 이용하여 MultiPA 로 후류 변수를 얻은 결과(산포 점)는 후류 변수가 곡면으로 추정됨을 볼 수 있다. 따라서 선형 회귀 분석을 통해 이 곡면을 얻었으며, 산포 점에 맞게 추정된 3 차 다항식은 다음과 같다.

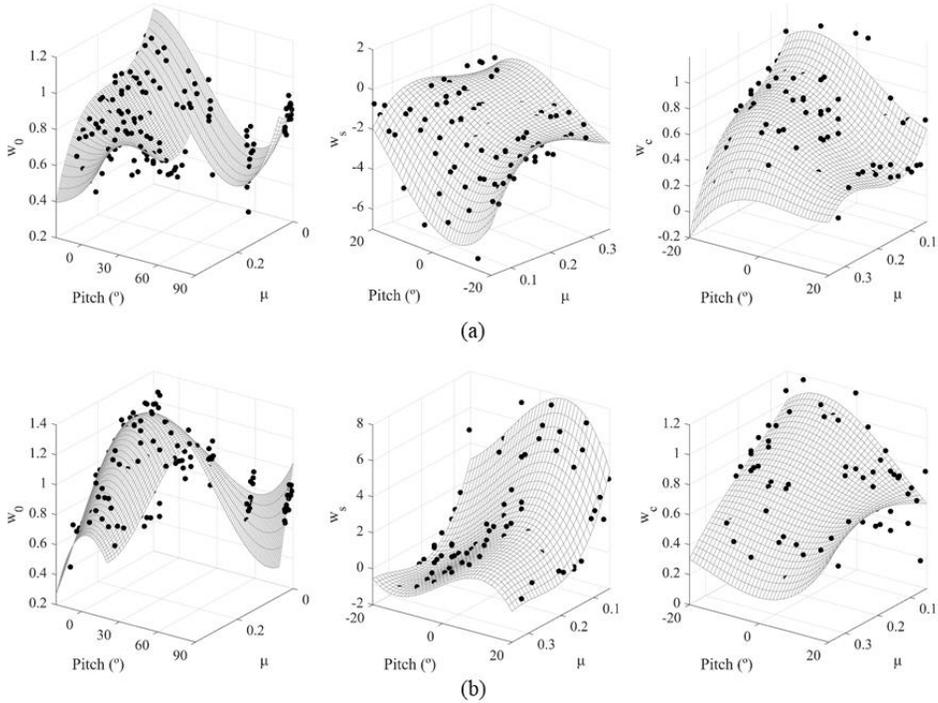
$$w = \beta_0 + \beta_1\mu + \beta_2\alpha + \beta_3\mu^2 + \beta_4\alpha\mu + \beta_5\mu^2 + \beta_6\alpha^3 + \beta_7\alpha^2\mu + \beta_8\mu^2\alpha + \beta_9\alpha^3 + \beta_{10}\mu^3 \quad (2.18)$$

여기서 w 는 3 개의 후류 변수인 w_0, w_s, w_c 를 의미하며, 각 로터마다 3 개의 후류 변수를 선형 회귀 모델링을 하였다. 쿼드로터의 경우 로터 개수와 3 개의 후류 변수가 곱해진 $4 \times 3 = 12$ 개의 후류 변수가 모델링 될수 있으나 후류 구조가 자유류 방향 쿼드로터의 중심선 기준으로 대칭이므로 $2 \times 3 = 6$ 개의 후류 변수가 모델링 되었다. UAM 쿼드로터 모델에 대해 식 2.18 을 이용하여 선형회귀분석이 수행되었으며, 독립변수인 α 와 μ 는 범위는 w_0 에 대해 $\alpha = -90^\circ \sim 20^\circ$, $\mu = 0 \sim 0.35$ 이고, w_s 와 w_c 에 대해 $\alpha = -20^\circ \sim 20^\circ$, $\mu = 0.05 \sim 0.35$ 이다. 후류

변수에 대해 각기 다른 범위에 대해 모델링 된 이유는 w_s 와 w_c 은 식 2.7 에서 알 수 있듯이 μ 가 작아지고 α 가 커지면 w_0 대비하여 w_s 와 w_c 의 영향도가 감소한다. 따라서 최적화 기법을 통해 후류 변수를 추정할 때 μ 가 작고 α 가 큰 경우는 w_s 와 w_c 를 과대 또는 과소 추정하여 선형 회귀 모델의 추정 값을 왜곡하게 된다. 따라서 추정 값을 왜곡하지 않는 범위에서 α 와 μ 의 범위를 조정하였다.

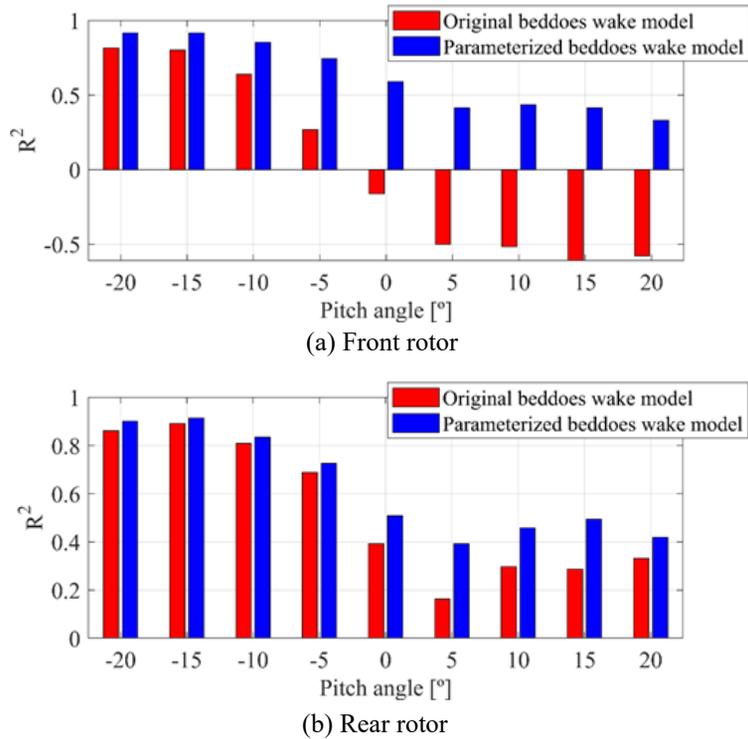


[그림 2-4] 로터의 회전방향과 자유류의 유입조건



[그림 2-5] 전진비와 피치각도에 따른 후류 변수의 분포; (a) 전방 로터, (b) 후방 로터

선형 회귀 분석으로 얻은 후류 변수를 평가하기 위하여 R^2 를 이용하였다. 여기서 R^2 는 선형회귀분석의 평가지표가 아닌 앞서 언급한 것처럼 후류구조간의 유사성을 확인하는 지표이다. 우선 MultiPA 로 구한 후류 구조의 z_v 를 Original Beddoes wake model 로 구한 z_v 와 비교하여 그 결과를 R^2 로 나타내었다. 또한 MultiPA 로 구한 z_v 를 Parameterized Beddoes wake model 로 구한 z_v 와 비교하여 그 결과를 R^2 로 나타내었고 [그림 2-6]과 같다. Original Beddoes wake model 대비하여 Parameterized Beddoes wake model 이 $R^2 = 1$ 에 가까운 값을 보여주어 MultiPA 와 더욱 유사한 후류 구조로 추정한다.



[그림 2-6] 각 모델에 대해 MultiPA와의 후류 구조 유사성

2.4 시간 재구성 모듈

시간 재구성 모듈(Time reconstruction module)에서는 비행 제어 모듈과 공력 해석 모듈의 출력을 소음 예측을 위한 입력으로 재구성한다. 비행 제어 모듈에서 공력 하중은 로터 회전에 따른 평균 공력하중으로 구현되었으며 임무도에 따른 시간 단계는 소음 해석을 위한 시간단계보다 더 크게 설정 되어 있다. 소음 해석을 위해서는 블레이드의 방위각에 따른 로터의 하중을 추정해야 하며 이를 위해 시간 단계에 따른 공력 하중의 재구성이 필요하다. 이를 위해 시간 재구성 모듈은 다음과 같이 수행 되었다.

우선 재구성된 시간 단계는 전체 임무도에 따른 평균 RPM 값을 기반으로 1° 간격으로 설정되었다. 초기 블레이드의 위치를 선정하고 재구성된 시간 단계에서 RPM 과 공력 하중은 모두 블레이드 방위각

위치에서 다시 계산되었다. 계산의 효율을 높이기 위해 각 데이터들은 선형 보간을 통해 계산되었다.

2.5 소음 예측 모듈

2.5.1 톤 소음 예측

톤 소음(Tone noise) 예측은 FW-H 음향 상사 방정식을 사용하여 수음점의 음압을 계산하는 소음 해석 방법인 시간 영역 음향상사법을 사용 하였다. 톤 소음은 유동장 내 경계층(블레이드 표면)에서 압력 분포를 알고 있을 때 파동방정식의 해로 나타낼 수 있다. Ffowcs Williams 와 Hawkings 는 Lighthill 의 음향상사법을 움직이는 물체에 적용시켜 지배 미분 방정식을 유도하였으며 다음과 같다[33].

$$\begin{aligned} \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = & \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] \\ & - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned} \quad (2.19)$$

여기서 $f=0$ 는 블레이드 표면을 의미하며 p' 은 음압, ρ_0 와 c_0 는 교란되지 않은 매질의 평균 유체 밀도와 음속을 나타낸다. v_n 은 블레이드 표면의 국부 법선 속도이며, p 는 유체에 작용하는 단위 면적 당 힘이다. 비선형 전단 응력 T_{ij} 는 Lighthill 응력 텐서이며 다음과 같다.

$$T_{ij} = \rho u_i u_j - \tau_{ij} + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} \quad (2.20)$$

FW-H 방정식은 운동량, 연속, 상태 방정식을 파동 방정식에 정확하게 조합한 방정식으로서 다양한 해석적 방법에 의해 여러가지 정밀도를 갖고 풀 수 있다. FW-H 방정식 우변 3개의 항이 소음 생성항 (Source term)이며 각각 홀극(Monopole) 음원항, 쌍극(Dipole) 음원항, 사중극(Quadrupole) 음원항으로 분류 된다. 음원의 성격에 의해 홀극

및 쌍극 음원은 선형 음원(Linear source), 사중극 소음은 비선형 음원(Nonlinear source)로 구분된다. 선형 음원항은 물체 표면의 면적분 형태로 표현되고, 사중극 음원항은 물체를 포함하는 체적 적분 형태로 표현한다. 여기서 사중극 음원항은 원래 Shock 이나 Turbulence 와 같은 비선형 효과들을 고려하기 위한 것으로서 Mach 수가 낮은 유동장에서는 그 영향을 무시 할 수 있다[34]. 따라서 식 2.19 의 우변의 첫째항과 둘째항만 각각 정리하면 다음과 같이 독립적인 선형 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'_T}{\partial t^2} - \nabla^2 p'_T = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] \quad (2.21)$$

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'_L}{\partial t^2} - \nabla^2 p'_L = - \frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] \quad (2.22)$$

식 2.21 는 두께 소음(Thickness noise) 방정식과 우향의 홀극 음원을 의미하며, 식 2.22 는 하중 소음>Loading noise) 방정식과 우향의 이중극 소음원을 의미한다. 두께 소음은 물체의 형상과 두께에 의해 발생하고 하중 소음은 물체 표면의 하중 분포에 의해 발생한다.

위의 두식을 수치적으로 회전하는 블레이드의 소음 예측에 적용하기 위해 Farassat 이 제안한 Formulation 1A 의 형태를 본 연구에 사용하였다[35].

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \quad (2.23)$$

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} + \frac{\rho_0 v_n \hat{r}_i \dot{M}_i}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (2.24)$$

$$+ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n c_0 (M_r - M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

$$\begin{aligned}
4\pi p'_L(\vec{x}, t) = & \int_{f=0} \left[\frac{\dot{p} \cos \theta}{c_0 r (1 - M_r)^2} + \frac{\hat{r}_i M_i p \cos \theta}{c_0 r (1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS \\
& + \int_{f=0} \left[\frac{p(\cos \theta - M_i n_i)}{r^2 (1 - M_r)^2} \right. \\
& \left. + \frac{(M_r - M^2) p \cos \theta}{r^2 (1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS
\end{aligned} \tag{2.25}$$

여기서 p'_r 는 블레이드 회전에 의한 두께 소음을 p'_L 은 블레이드 표면에서의 하중 변화에 의한 하중 소음을 나타내며 각각 홀극 음원항과 이중극 음원항에 해당된다.

CONA framework 는 FW-H 방정식의 Convective wave equation 기반으로 Farassat's Formulation 1A 를 확장한 Formulation 1C 를 이용하여 Mean flow 또는 Turbulance 로 대기 상태를 고려한다[36]. Formulation 1C 에서 Mean flow (\vec{U}_0) 를 $\vec{U}_0 = \mathbf{0}$ 으로 두면 Formulation 1A 로 바꿀수 있으며 소음 예측 모듈에서 Mean flow 에 따라 공식을 선택적으로 사용할 수 있다. 본 연구에서는 외풍과 대기 상태를 고려하지 않기 때문에 Formulation 1A 기반으로 톤 소음 예측을 진행하였기에 해당 공식에 대해 다루었다.

음향 상사 방정식과 로터의 움직임이 결정 되면 식 2.25 와 2.26 의 수치적 적분을 위한 알고리즘이 수행되어야 한다. 식 2.25 와 2.26 에서 하첨자 ret는 지연시간(Retarded time, τ)에 대한 적분을 의미 한다. 즉 τ 에 대해 수치적 적분이 수행되어야 하며 수음점 시간(Observer time, t)를 먼저 선택하고 해당 t 에 대한 τ 을 식 2.26 와 같이 계산한다. 이는 지연 시간 알고리즘(Retarded-time algorithm) 이라 불리며 WOPWOP[37] 등에서 사용되는 가장 일반적인 방법이다.

$$\tau = t - r(\tau)/c_0 \tag{2.26}$$

하지만 이 방법은 쿼트로터 전체 임무도에 대해 소음 분석을 할 때는 계산 비용을 증가시키는 방법이다. 지연 시간 τ 에 대한 음원 위치를 찾기 위해서는 좌표 변환 행렬이 필요한데, 변환 행렬은 지연 시간 τ 에 대한 함수이며 t 와는 무관 하다. 블레이드의 각 격자점 마다 지연 시간

τ 가 다르기 때문에 하나의 시간 간격에 대해 각 격자점 마다 좌표 변환 행렬을 계산해야 하며 이는 결국 계산 비용을 증가 시킨다.

따라서 CONA framework 는 지연시간 알고리즘 대신 음원 시간 지배 알고리즘 (Source-time dominant algorithm)을 사용하였다[38]. 음원 시간 지배 알고리즘은 지연시간 τ 를 먼저 선택함으로써 하나의 시간 간격에 대해 좌표 변환 행렬 계산을 한번만 수행한다. 도달 시간 t 는 각 격자점 마다 다르기 때문에 동일한 수음점 시간 t 에 대해 음압을 보간 및 합산 해주어야 한다. 쿼드로터 전체 임무 시간은 평균 RPM 에 대해 1° 간격씩 많은 시간간격을 포함할 것 이기 때문에 음원 시간 지배 알고리즘은 지연 시간 알고리즘 보다 더 효율적이다.

CONA framework 는 Blade element theory(BET)기반으로 공력 해석이 수행되었다. 따라서 Lifting line source 기반의 소음 예측이 필요했다. 이를 위해 두께 소음과 하중 소음을 적절하게 모델링 할 필요가 있었다. 일반적으로 두께 소음은 익형의 흡입면(Suction side)과 압력면(Pressure side)을 포함한 블레이드 형상을 고려하여 예측해야 한다. 따라서 블레이드 표면 격자를 구성하여 각 표면 격자를 개별적인 소음원으로 간주 하였다. 하중 소음은 Chordwise compact source 가정을 고려하여 계산 되었으며, 양력 및 항력은 블레이드 길이 방향 격자에 대한 점 소스로 간주 되었다. 양력과 항력이 합산 벡터는 식 2.25 에서 표면 요소의 법선 벡터(n_i)로 간주 되었으며 표면 압력을 기반으로 하는 식 2.25 의 소음 예측에 사용되었다.

2.5.2 광대역 소음 예측

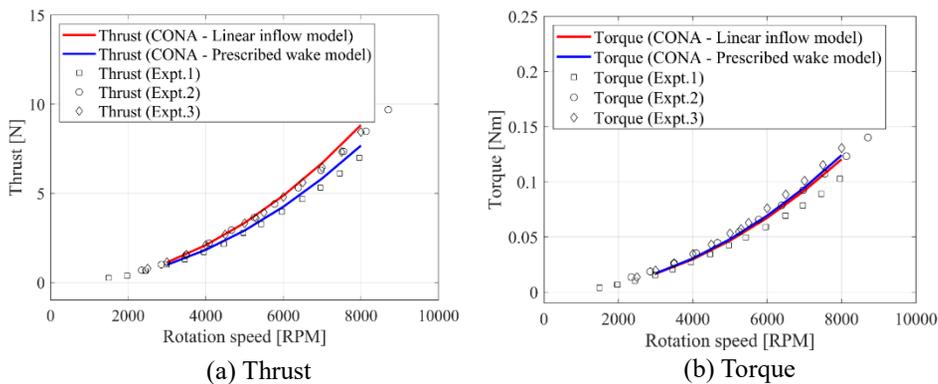
광대역 소음은 Brooks, Pope, and Marcolini broadband noise model(BPM)을 이용하여 예측되었다. BPM 모델은 NACA0012 익형을 이용한 풍동 실험을 통해 익형 자체 소음에 대한 반경험식 모델을 제시 하였다[39]. BPM 모델은 Turbulent Boundary Layer-Trailing Edge(TBLTE) noise, Laminar Boundary Layer-Vortex Shedding (LBLVS), 그리고 Bluntness Vortex Shedding(BVS) noise 를 예측 할 수 있다. BPM 모델은 NACA 익형의 정상 유동(Steady flow) 기반한, 반경험식 모델이지만, 준 정상가정에서 BET 를 이용한 로터 광대역 소음 예측에 널리 적용되어 왔다[40,41]. 따라서 본 연구에서도 BPM 모델을 사용하여 광대역 소음을 예측 하고자 하였다.

3. 공력 예측 및 소음 예측 검증

CONA framework는 로터 스케일과 비행 상태에 따라 UAV 단일 로터 호버링, UAV 단일 로터 전진 비행, UAM 쿼드로터 전진 비행에 대해 검증이 이뤄 졌다. 공력 모델은 BET기반으로 HBEM에 적용된 선형 유입류 모델(Linear inflow model)과 2.2절에 언급된 지정후류모델을 사용하였으며 지정후류모델에서 후류 변수는 MultiPA로 구한 후류 구조를 통해 얻었다. BET는 블레이드 단면에 대한 공력 테이블(Aerodynamic tables)이 필요하며 이는 ANSYS Fluent CFD를 통해 얻었다.

3.1 UAV scale: 단일로터 호버링

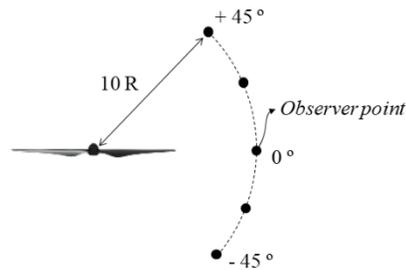
UAV scale에서 단일 로터 호버링 검증은 DJI Phantom2 의 DJI9450 블레이드로 이루어졌다. 선형 유입류 모델과 지정후류모델을 이용한 공력해석 결과가 실험 결과(Expt.1 Expt.2 Expt.3 , [42,31,43])와 비교 검증 되었다. [그림 3-1]을 보면 공력 실험 결과들은 로터의 제조 공정상 오차와 측정장비의 오차로 인하여 약간 상이한 결과를 나타낸다. 두 모델에 대한 추력과 로터 토크의 해석 결과는 실험결과와 유사한 경향을 보인다.



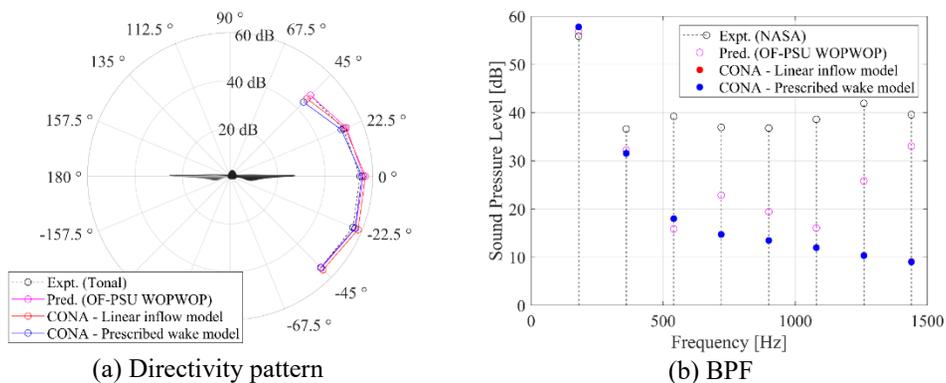
[그림3-1] 단일로터 호버링 에서 추력 및 토크의 예측 값과 실험 값

소음 예측 결과는 NASA에서 제공한 실험 결과와 OVERFLOW2 CFD를 이용한 Acoustic analogy(OF-PSU WOPWOP)로 얻은 소음

예측 결과와 비교 검증 되었다. 소음 실험은 로터 회전속도 $N = 5400$ RPM 에서 수행되었다. 수음점의 자세한 위치는 [그림 3-2]에 도시 하였으며, 5개의 마이크로폰(Microphone)는 로터 중심점에서 로터 반경 10배의 거리로 선정 되었다. 1차 Blade Pass Frequency(BPF)에 대해 로터면 기준 $-45^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 범위에서 소음 지향성 패턴(Directivity pattern)이 비교되었고, -22.5° 위치에서 BPF에 대해 소음 주파수 스펙트럼(Noise spectrum)이 비교되었다. [그림3-3]을 보면 1차 BPF에 대한 지향성 패턴은 두 모델 모두 실험결과 및 OF-PSU WOPWOP결과와 일치하였으며, 소음 주파수 스펙트럼은 2nd BPF까지 유사한 결과를 보였다. 호버링의 경우 3rd BPF 이상 주파수에서 두 모델 및 OF-PSU WOPWOP 모두 실험결과와 상이한 결과를 보였는데, 이는 모터특성으로 인한 RPM 미세 변동을 반영하지 않았기 때문으로 생각된다[44].



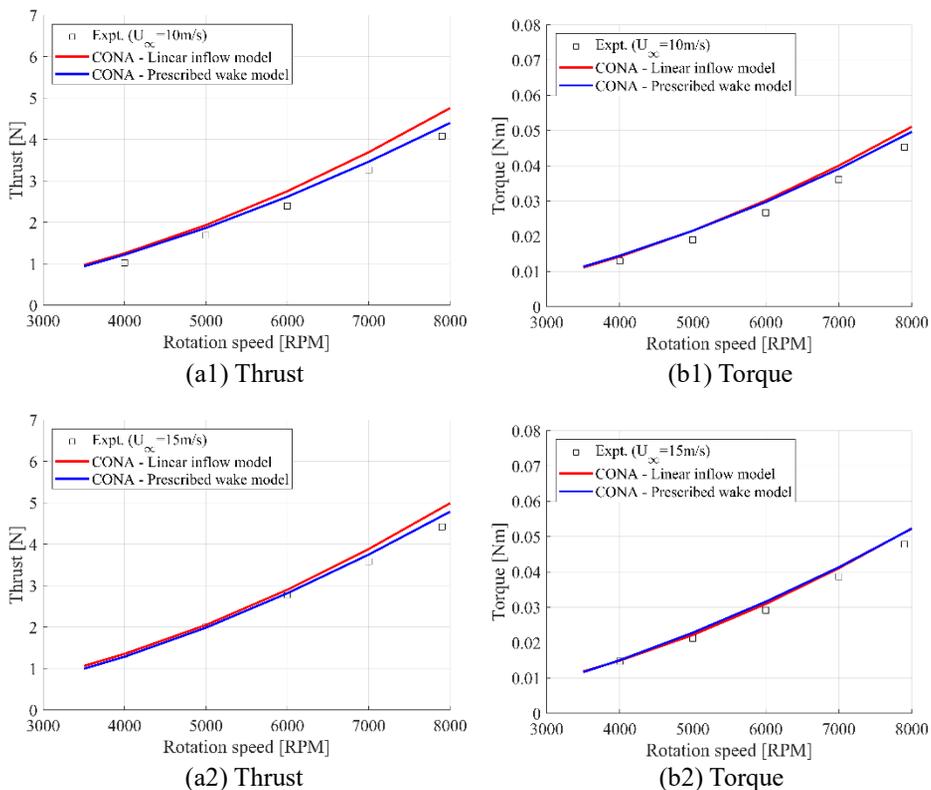
[그림 3-2] 단일로터 호버링 실험의 마이크로폰 위치



[그림 3-3] 단일로터 호버링에서 소음의 실험 값과 예측 값

3.2 UAV scale: 단일로터 전진 비행

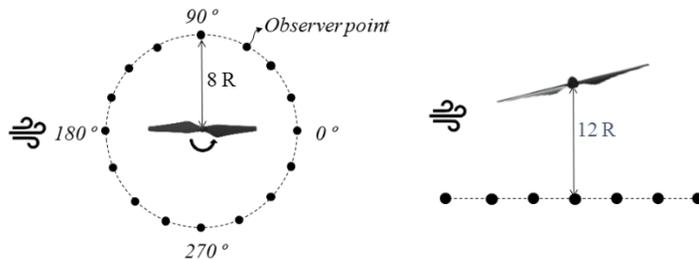
UAV scale에서 단일 로터 전진 비행 검증은 eHang Ghost Drone 3.0의 블레이드로 이루어졌다. 선형 유입류 모델과 지정후류모델을 이용한 공력 해석 결과가 실험 결과와 [45] 비교 검증 되었다. 비행 조건은 자유류 속도 $U_\infty = \{10\text{m/s}, 15\text{m/s}\}$, 로터 피치 각도 $\alpha = 10^\circ$ 이며, 해당 비행 조건에서 후류 변수는 MultiPA를 통해 얻어졌다. 공력 해석 결과는 [그림 3-4]와 같이 실험결과와 유사한 결과를 보여주었다.



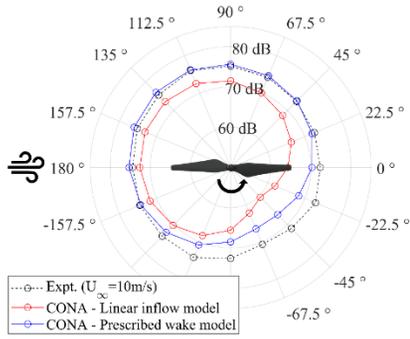
[그림 3-4] 단일로터 전진 비행에서 추력 및 토크의 실험 값과 예측 값;
(1) $U_\infty = 10\text{ m/s}$, (2) $U_\infty = 15\text{ m/s}$

소음 예측 결과는 무향 풍동실에서 수행된 실험결과와 [45] 비교 검증 되었다. 기존 연구에서 소음 실험은 로터 회전속도 $N = 7000\text{ RPM}$ 에서 수행되었다. 수음점의 위치는 [그림 3-5]에 도시 하였으며, 16개의 마이크는 로터 중심점에서 로터 반경 8배의 거리로 선정 되었다. Overall Ssound Pressure Level(OASPL)에 대해 로터의 방위각

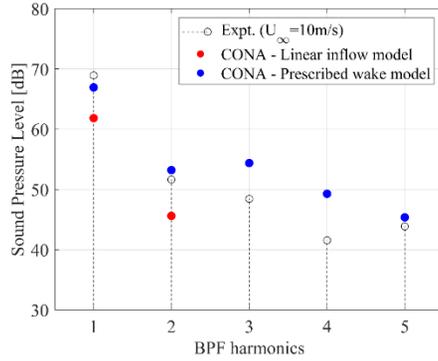
방향으로 22.5° 의 간격으로 소음 지향성 패턴이 비교되었으며, 0° 위치에서 BPF에 대해 소음 주파수 스펙트럼(Noise spectrum)이 비교되었다. [그림 3-6]의 지향성 패턴을 보면 지정 후류 모델이 선형 유입류 모델 보다 실험 값과 유사한 경향을 보이며, 소음 주파수 스펙트럼 또한 1차~5차 BPF까지 지정 후류 모델이 선형 유입류 모델 보다 실험 값과 유사한 경향을 보인다. 이는 로터에 자유류가 유입되는 조건에서 로터-후류 상호작용을 고려 할 수 있는 지정후류모델이 소음 예측에 있어서 선형 유입모델보다 더 알맞은 모델임을 보여준다. 비교적 낮은 마하 수를 갖는 UAV도 BVI 현상이 분명 존재하기 때문에 BVI가 지배적인 비행 조건에서는 지정 후류 모델과 같이 해당 현상을 모사 할 수 있는 모델을 사용해야 한다.



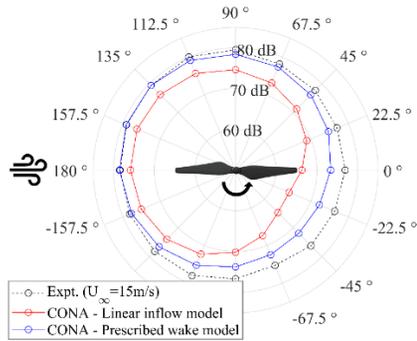
[그림 3-5] 단일로터 전진 비행 실험의 마이크론 위치



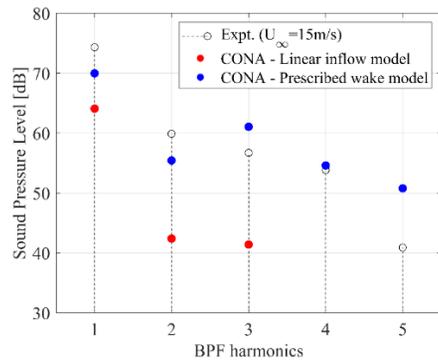
(a1) Directivity pattern



(b1) BPF



(a2) Directivity pattern

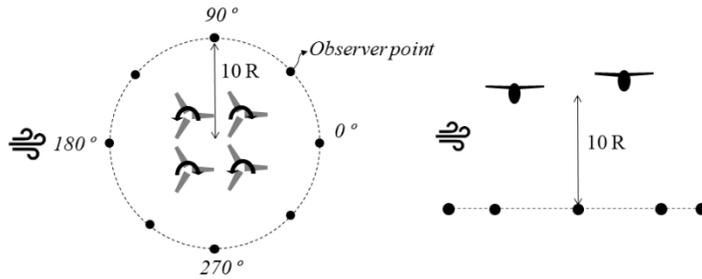


(b2) BPF

[그림 3-6] 단일로터 전진 비행에서 소음의 실험 값과 예측 값; (1) $U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$, (2) $U_{\infty} = 15 \text{ m/s}$

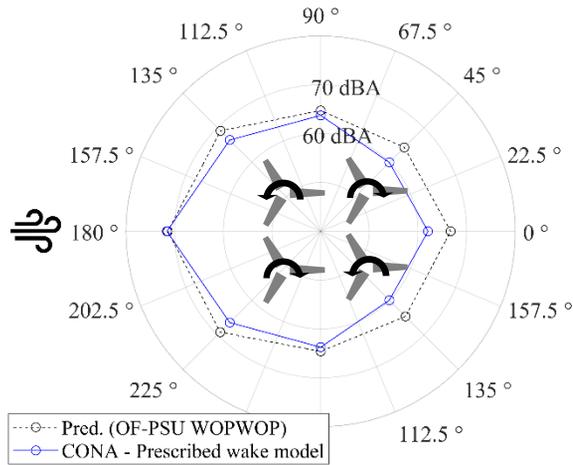
3.3 UAM scale: 쿼드로터 전진 비행

UAM scale에서 멀티 로터 전진 비행 검증은 NASA의 Concept 1인승 UAM으로 이루어 졌다. 기존 연구에서[46,47] 해당 모델에 대해 고해상도 회전익기 수치 해석 도구인 HPCMP CREATETM-AV 및 Helios로 해석 되었고, 이는 PSU-WOPWOP을 통하여 소음이 예측 되었다. 비행 조건은 로터 회전속도 $N = 662 \text{ RPM}$, 자유류 속도 $U_{\infty} = 30 \text{ m/s}$, 비행체 피치각도 $\alpha = 8.49^{\circ}$ 이다. 블레이드의 피칭 및 플래핑 조건과 자세한 형상은 기존 연구에서 확인 할 수 있다. 수음점의 위치는 [그림 3-7]에 도시 하였으며, 8개의 수음점은 비행체 중심으로부터 로터 반경 10배 거리에 위치한다. 검증을 위해 상기 연구결과를 지정 후류 모델로 해석한 결과와 비교하였다. 비행 조건에서 후류 변수는 MultiPA를 통해 얻어졌다.

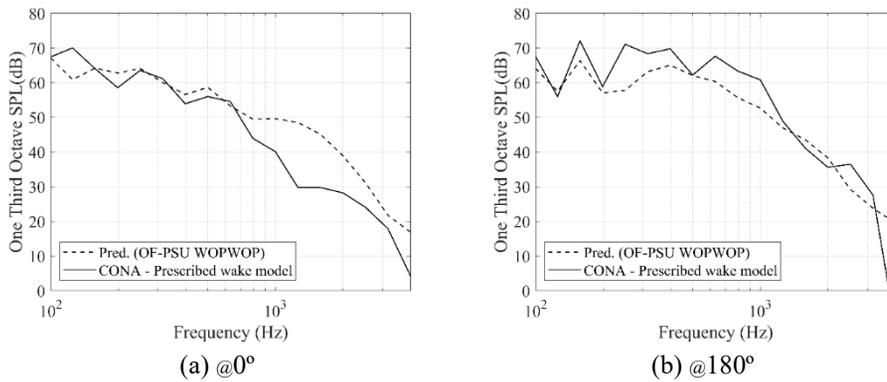


[그림 3-7] 쿼드로터 전진 비행 수치 해석의 수음점 위치

소음 해석 결과가 A-weighted OASPL에 대해 로터의 방위각 방향으로 45°의 간격으로 소음 지향성 패턴이 비교되었으며, 0° 위치에서 $1/3$ Octave band로 소음 주파수 스펙트럼이 비교되었다. [그림 3-8]의 소음 지향성 패턴을 보면 최대 5 dBA 이내로 고해상도 기법과 유사한 결과를 보여주고 있다. [그림 3-9]의 소음 주파수 스펙트럼은 소음 값은 다소 차이가 있으나 주파수에 따라 경향은 비슷하게 추정하는 것으로 나타난다. 소음 스펙트럼을 정확하게 예측하기 위해서는 가장 지배적인 소음원인 BVI에 대해 정확한 모사가 필요하다. 하지만 지정 후류 모델의 한계로 Near wake의 모사가 부정확하여 소음 스펙트럼에서는 다소 차이가 나는 결과를 나타내었다. OASPL에 대해 지향성 패턴을 비교적 정확하게 예측하는 것을 보면, 소음 에너지의 크기는 지정 후류 모델로 충분히 모사가 가능한 것으로 판단된다. 고해상도 기법인 CFD의 비용을 고려해보았을 때, 본 연구의 해석 모델로 소음 분석을 효율적으로 수행할 수 있다.



[그림 3-8] 쿼드로터 전진 비행에서 소음 지향성 패턴의 예측 값 비교



[그림 3-9] 쿼드로터 전진 비행에서 소음 주파수 스펙트럼의 예측 값 비교

4. 버티포트 주변 소음 영향 해석

이번 장에서는 단일로터와 쿼드로터에 대해 검증된 CONA framework를 이용하여 UAM 착륙 조건에 따른 버티포트 주변의 소음 영향도를 보여준다. 우선 각 착륙 조건에 따라 Sound Exposure Level(SEL)로 소음 지도를 도시하였다. 소음 지도의 소음 값을 공간에 대해 평균하여 착륙 조건별 소음 영향도를 얻음으로써 소음이 높은 착륙 조건을 식별하고자 하였다. 이를 통해 Day-Night Sound Level(DNL)을 이용하여 착륙 조건에 따라 UAM 소음 영향을 받는 등고선의 면적을 보여주고자 한다.

4.1 해석 대상 모델

해석 모델은 쿼드로터 검증 모델로 사용한 NASA의 1인승 Concept UAM이다. 해당 모델은 Rotor RPM control 기반 모델과 Rotor pitch control 기반 모델이 있으며[48] 본 연구에서는 RPM control 모델을 사용하였다. 기본적인 UAM의 제원을 [표 4-1]에 표기하였다. Blade의 형상은 쿼드로터 검증 모델의 형상으로 사용하였다. 검증을 진행했던 모델은 Rotor pitch control 기반 모델이기 때문에 Collective pitch 각도를 10도를 높여 사용하였다.



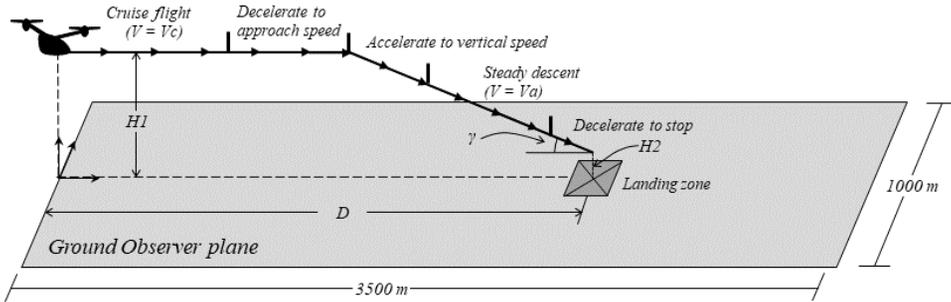
[그림 4-1] NASA의 1인승 concept UAM [46]

Properties	Value
Gross weight	1325 lb (601 kg)
Rotor radius	6.5 ft (2.0 m)
Disk loading	2.5 lb/ft ²
Cruise speed	70 knots (130 km/h)
Number of rotors	4
Blade per rotor	3
Propulsion type	Electric

[표 4-1] 해석 대상 모델의 제원

4.2 착륙 조건 선정

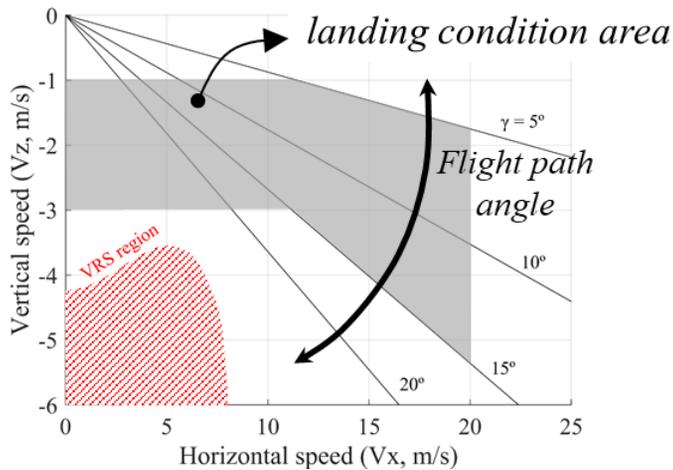
착륙 궤적은 [그림 4-2]와 같이 2차원 움직임으로 단순화 되었다. 착륙 단계는 "순항 비행(Cruise flight) - 접근 속도까지 감속(Decelerate to approach speed) - 하강 속도까지 가속(Accelerate to vertical speed) - 하강 비행(Steady descent) - 호버링을 위한 감속(Decelerate to stop)" 으로 구성되어 있다. 지상 수음점 평면(Ground observer plane)은 쿼드로터의 궤적과 버티포트의 주변부를 충분히 포함 할 수 있도록 3500m×1000m 로 선정되었으며, 해당 평면에 12×7=84 개의 수음점을 위치시켰다. 착륙 궤적 결정 변수는 거리(D), 고도(H), 진입시 순항 속도(V_c), 가속도(a), 접근 속도(V_a), 비행 경로 각도(γ)로써 해당 변수가 결정되면 쿼드로터의 궤적이 결정된다. 여기서 $\{D, H, V_c, a\}$ 는 고정 값으로 $\{V_a, \gamma\}$ 는 독립변수로 선정하여 독립변수의 변화에 따른 소음 영향도를 분석하고자 하였다. 또한 본 논문에서 말하는 착륙 조건(Landing condition)은 독립변수인 V_a 와 γ 를 의미한다. 접근 속도는 $V_a = 5 \text{ m/s} \sim 30 \text{ m/s}$, 비행 경로 각도는 $\gamma = 5^\circ \sim 90^\circ$ 의 범위로 각각 선정하여 넓은 범위의 착륙 조건을 포함하고자 하였다. 여기서 비행 경로 각도가 $\gamma = 90^\circ$ 이면 수직 하강을 의미한다. 쿼드로터는 비행 경로 각도가 크고 하강 속도가 빠르면 Vortex Ring State (VRS)에 진입할 위험성이 있다. 따라서 접근 속도와 비행 경로 각도에 따른 VRS 영역을 Newman model[49]로 파악한 후 해당 영역을 회피하는 범위에서 착륙 조건을 선정 하였다. 해석 대상으로 선정된 착륙 조건은 [그림 4-3]에서 확인할 수 있다.



[그림 4-2] UAM의 착륙 궤적과 지상 수음점 평면

Parameters	Symbol	Value
Distance	D	2500 m
Altitude	H1	150 m
Meter fixed	H2	10 m
Cruise speed	V_c	36 m/s
Approach speed (Horizontal speed)	V_a (= V_x)	5 m/s ~ 20 m/s
Flight path angle	γ	$-90^\circ \sim -5^\circ$
Acceleration	a	0.1 g

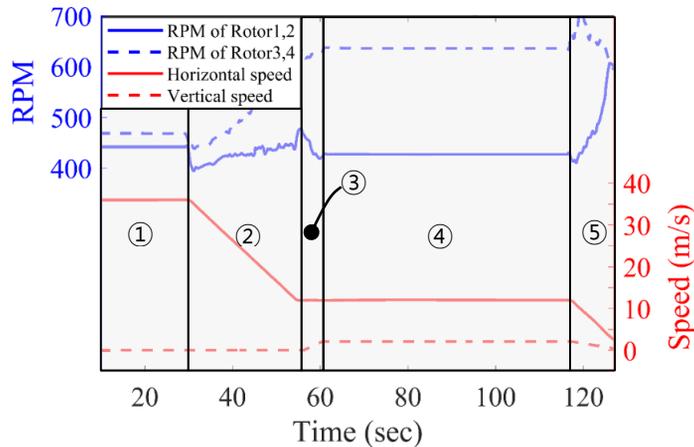
[표 4-2] 착륙 궤적 결정 변수



[그림 4-3] 해석 대상으로 선정된 착륙 조건 영역

4.3 단일 착륙 조건 결과

CONA framework를 이용하여 착륙 조건 (V_a, γ) = (12m/s, 10°) 대해 비행 시뮬레이션 및 소음 분석이 먼저 수행되었다. 총 착륙 시간은 130초이며, 시간에 따른 RPM 변화와 퀴드로터 속도 변화가 [그림 4-4]에 도시되었다. ①단계부터 ⑤단계는 앞절에서 설명한 것처럼, "①: 순항 비행, ②: V_a 까지 감속, ③: V_z 까지 감속, ④: 하강 비행, ⑤: 정지 시까지 감속"을 의미하며 각 비행 단계가 변화할 때 트림 상태가 변화하기 때문에 RPM의 변화가 이뤄진다. 비행 제어 모듈을 통해 각 단계마다 RPM이 트림 조건에 맞게 조정되며, 정상 상태(Steady state)인 ①단계와 ④단계는 RPM이 일정하고 가/감속이 이뤄지는 ②, ③, ⑤단계는 RPM 변화가 일어난다. 또한 해석 대상 퀴드로터의 로터 배치가 X타입 이므로 전방 로터(1번, 2번)와 후방 로터(3번, 4번)로 구분되어 RPM이 분기됨을 알 수 있다.



[그림 4-4] 착륙 조건 $V_a = 12\text{m/s}$, $\gamma = 10^\circ$ 에서 시간에 따른 RPM 및 퀴드로터 속도 변화

[그림 4-6]는 착륙 지점(Landing zone)에서 A-weighted OASPL의 변화이다. 비행시간 40초 근방에서 소음이 급격히 변화 하는데, 이는 감속을 위한 트림 상태의 변화로 인하여 소음방사패턴의 변화로 인해 착륙지점에서의 소음 값이 감소한것이다.

비행 조건에 대한 소음 영향도를 대변하기 위해서 음향노출레벨(Sound

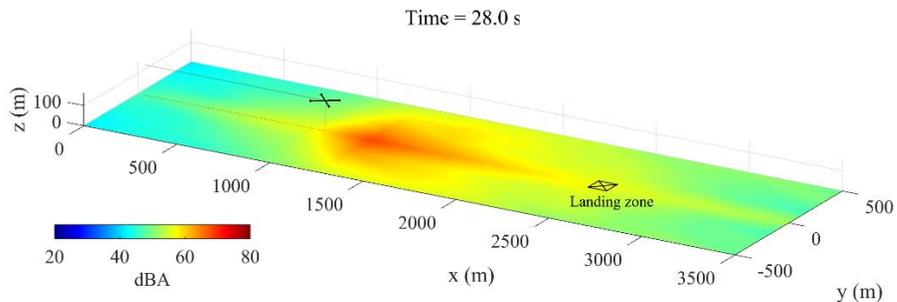
Exposure Level, SEL)이 계산되었다. SEL은 일정 지속시간동안 소음 값을 적분함으로서 각 수음점마다 시간에 의한 소음 노출 정도를 나타낸다. 우선 다음과 같이 $T = 1 \text{ sec}$ 마다 등가소음레벨(Equivalent sound level, L_{eq})이 계산되었으며,

$$L_{eq} = 10 \log_{10} \frac{1}{T} \int_0^T \frac{p^2(t)}{p_0^2} dt \quad (4.1)$$

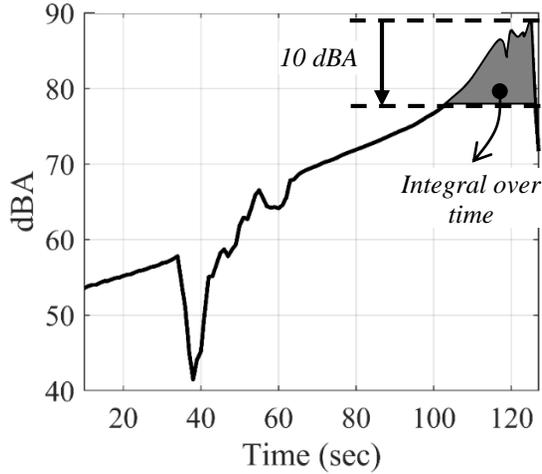
이는 일정 시간 간격 안에서 적분 되어 SEL로 계산된다.

$$SEL = 10 \log_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_0}^{t_1} 10^{L_{eq}/10} dt \quad (4.2)$$

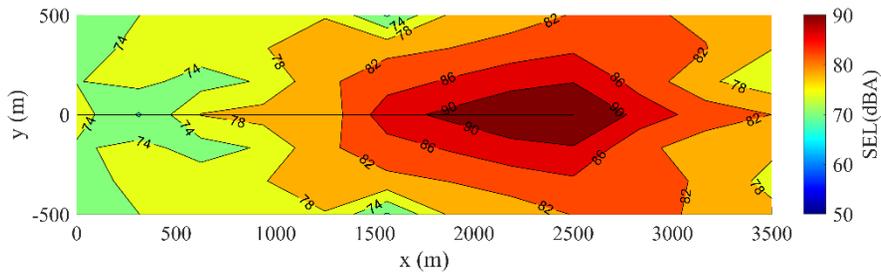
여기서 T_0 는 Reference time interval을 나타내며 $T_0 = 1 \text{ sec}$ 이다. 또한 $\int_{t_0}^{t_1}$ 는 [그림 4-6]과 같이 최대 소음에서 10 dB 감소할 때까지의 시간간격 동안 적분 됨을 의미한다. 결과적으로 소음 지도는 [그림 4-7]와 같이 착륙 시간 동안 착륙지점 근처의 소음 영향을 SEL로서 보여준다.



[그림 4-5] 쿼드로터 착륙 과정 중 비행 궤적과 소음 지도



[그림 4-6] 착륙지점에서 쿼드로터 소음 변화



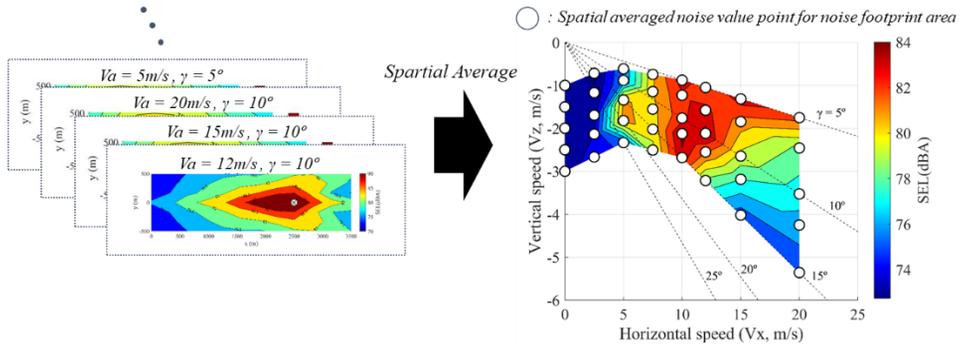
[그림 4-7] SEL로 예측된 착륙지점 근처의 소음 지도

4.4 다중 착륙 조건 결과

다중 착륙 조건에 대해 소음 영향도를 확인하기 위하여 착륙 조건별 소음 영향도 그래프가 [그림 4-8]과 같이 도시되었다. 우선 [그림 4-8] 좌측에 있는 착륙 조건에 따른 소음 지도를 공간에 대해 평균하여 하나의 값으로 나타내었다. 이를 착륙 조건(V_a, γ)과 식 4.3과 4.4를 통해 수평 속도(V_x)와 수직 하강 속도(V_z)에 따른 소음 영향도로 도시하였다.

$$V_x = V_a \quad (4.3)$$

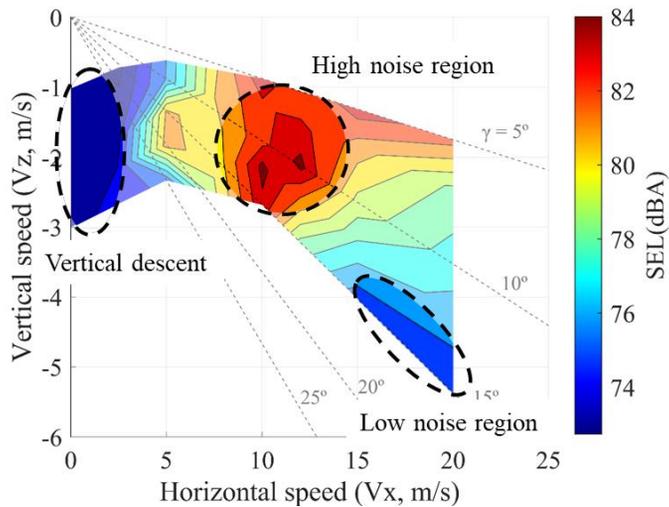
$$V_z = V_x \tan(\gamma) \quad (4.4)$$



[그림 4-8] 착륙 조건별 소음 영향도 그래프의 생성 과정

[그림 4-8]의 우측에 있는 착륙 조건별 소음 영향도 그래프로서 해당 범위의 착륙 조건에서 소음이 높은 착륙 조건과 낮은 착륙 조건을 식별할 수 있다. 이를 통해 UAM 착륙시 버티포트 주변 소음 영향도를 줄이기 위한 착륙 조건 제시가 가능하다.

해당 그래프에서 소음 값의 강도와 착륙 조건에 따라 총 3개의 중요한 영역으로 구분하였다. 3개의 영역은 각각 수직 하강 영역 (Vertical descent), 소음이 높은 영역 (High noise region), 소음이 낮은 영역 (Low noise region)이며 [그림 4-9]와 같다. 다음 절에서 각 영역에 대한 의미와 분석 결과를 설명하였다.



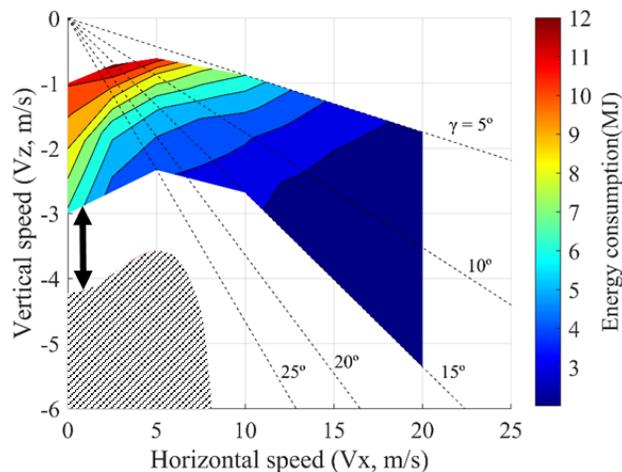
[그림 4-9] 착륙 조건별 소음 영향도

4.4.1 수직 하강 영역

수직 하강 영역은 쿼드로터가 착륙시 수직으로 하강하거나 매우 높은 비행 경로 각도로 하강하는 경우 이다. 해당 영역은 소음이 가장 낮은 영역이다. 이는 후류가 수직방향으로 빠져나가 로터-후류 상호작용이 발생하지 않고 유입류의 분포가 로터의 방위각 방향으로 일정하여 비정상 하중 소음(Unsteady loading noise)이 매우 낮기 때문이다. 비록 해당 영역이 소음 값이 가장 낮은 하지만 수직 하강 착륙은 다음과 같은 이유로 권고되는 착륙 방법이 아니다.

첫번째로 높은 하강 속도를 갖고 지속적으로 수직 착륙하는 것은 쿼드로터에 매우 위험한 와류고리상태(Vortex Ring State, VRS)로 진입하게 한다[50]. [그림 4-10]의 빗금 영역은 앞서 4.2절에서 구한 VRS영역이며 쿼드로터가 빠르게 수직 하강시 쿼드로터의 VRS진입의 위험성을 가중시킴을 알 수 있다.

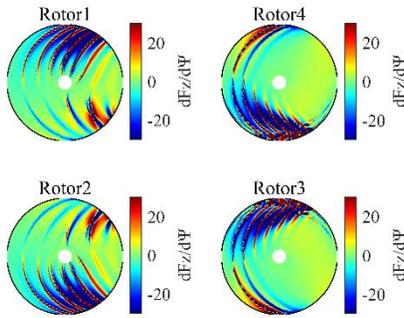
두번째로 VRS를 회피하기 위해 낮은 하강 속도를 갖고 수직 하강하는 것은 쿼드로터 에너지 소모량을 극적으로 증가시킨다. [그림 4-10]은 각 착륙 조건에 따른 에너지 소모량을 단순히 로터의 토크 값으로 계산하여 나타낸 것이다. 하강속도가 낮으면 착륙 시간이 길어지고, 수직 하강은 요구 동력(Required power)이 증가하여 에너지 소모량이 증가한다. 기존 연구에서도 수직 하강은 쿼드로터 에너지 소모량이 크기에 권고되지 않는 착륙 방법 이다[50].



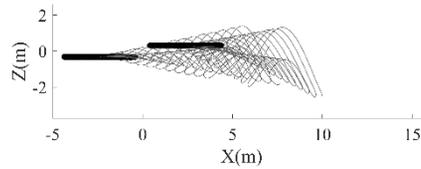
[그림 4-10] VRS 영역과 착륙 조건에 따른 에너지 소모량

4.4.2 소음이 높은 영역

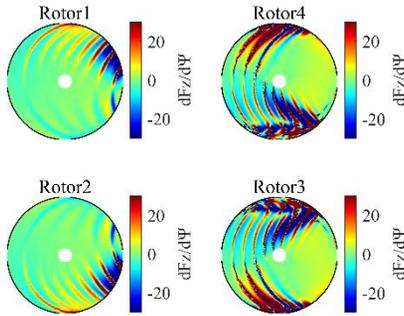
소음이 높은 영역은 $V_x = 12m/s$ 를 중심으로 넓은 비행 경로 각($5^\circ < \gamma < 15^\circ$)에 걸쳐 형성되어 있다. 해당 영역은 로터-후류 상호작용으로 인한 BVI의 강도가 높아 가장 높은 소음 영향을 보여준다. [그림 4-11]는 각 착륙 조건의 로터 후류 궤적과 각 로터의 $dF_z/d\psi$ 분포를 보여준다. 여기서 $dF_z/d\psi$ 는 블레이드 격자의 방위각에 대한 수직력의 미분 값(The azimuthal derivative of sectional normal force)이며 Farassat Formulation 1A에서 비정상 하중 소음의 주요 음원 항을 의미한다[46].



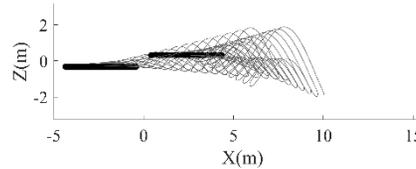
(a1) $dF_z/d\psi$



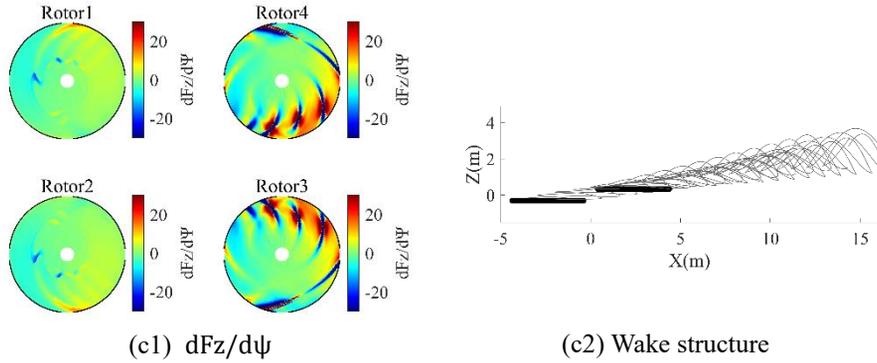
(a2) Wake structure



(b1) $dF_z/d\psi$



(b2) Wake structure



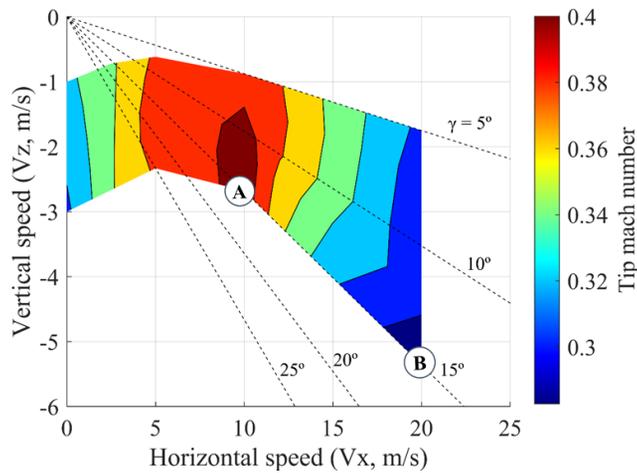
[그림 4-11] 착륙 조건별 로터의 $dFz/d\psi$ 분포와 후류 구조; (a) $V_a = 12 \text{ m/s}$ $\gamma = 5^\circ$, (b) $V_a = 12 \text{ m/s}$ $\gamma = 10^\circ$ (c) $V_a = 20 \text{ m/s}$, $\gamma = 15^\circ$

[그림 4-11]을 보면 소음이 낮은 영역에 해당하는 c의 경우 후류가 로터 위쪽으로 형성됨을 알 수 있다. 이로 인해 로터-후류 상호작용이 덜 발생하여 (c1)에서 $dFz/d\psi$ 의 강도가 상대적으로 낮음을 볼 수 있다. 이와 반대로 소음이 강한 영역에 해당하는 (a)와 (b)는 로터-후류 상호작용이 활발히 발생하여 $dFz/d\psi$ 의 강도가 높다. 이는 비정상 하중 소음의 크기를 증가시키며 결국 소음 영향도를 크게 만든다. (a)와 (b)의 특징을 구분해보면, (a)의 경우 γ 가 (b)대비 낮기 때문에 로터간 상호작용 보다는 낮은 Tip-path plane angle에서 발생하는 Self BVI가 발생한다. (b)의 경우 (b1)을 보면 후방 로터(Rotor3, Rotor4)의 $dFz/d\Omega$ 의 강도가 더욱 높은 것으로 보아 전방 로터(Rotor1, Rotor2)의 후류와 후방 로터의 상호작용으로 인한 BVI가 강하게 나타난다. 즉, γ 가 낮으면 Self BVI의 영향이 커지며 γ 가 높으면 로터간 상호작용(예시: 전방 로터의 후류와 후방 로터의 상호작용)으로 인한 BVI가 커진다. 요약하면 넓은 범위의 γ 에서 강한 BVI가 나타나며 이는 해석 대상 모델에 있어서 γ 조정을 통한 소음 저감 착륙의 어려움을 보여준다.

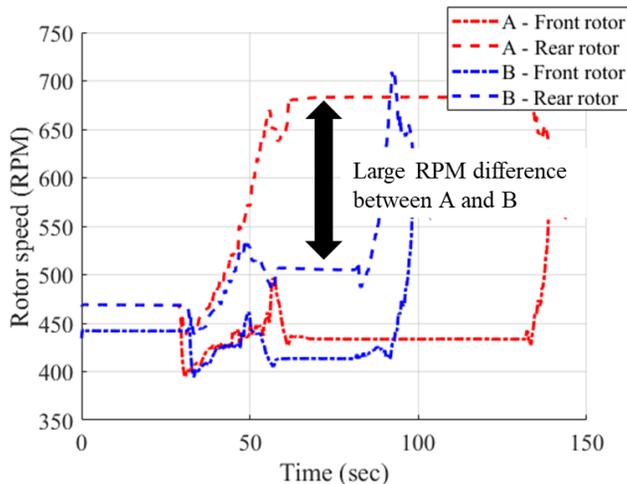
4.4.3 소음이 낮은 영역

소음이 낮은 영역은 V_x 가 높고 γ 가 큰 착륙 조건으로, 쿼드로터가 상대적으로 빠르고 경사지게 착륙하는 조건이다. 해당 영역은 [그림 4-11]의 c와 같이 V_x 와 γ 가 크기 때문에 로터 후류가 위로 빠져나간다. 따라서 로터와 후류의 거리인 Miss-distance가 커서 BVI의 강도가 비교적 낮다. 또한 [그림 4-12]를 보면 해당 영역은 로터 끝단 마하

수(Tip mach number)가 낮게 형성되어 있다. 이는 착륙시 수평 속도인 V_x 가 높기 때문에 요구 동력(Required power)가 낮아 트림 조건을 만족하는 RPM이 낮기 때문이다. [그림 4-13]은 [그림 4-12]의 A와 B에 해당하는 착륙 시간별 로터 RPM변화이다. 후방로터에서 A와 B의 RPM 차이가 최대 170RPM 정도로 벌어지며 이는 로터 끝단 마하 수의 상당한 차이를 유발한다. 따라서 Pitch control 기반의 회전익기는 수평 속도가 빠르게 형성되어도 RPM이 낮아지지 않지만, RPM control 기반의 회전익기는 RPM이 낮아지기 때문에 낮은 소음 영향도에 기여할 수 있다.



[그림 4-12] 착륙 조건에 따른 로터 끝단 마하 수



[그림 4-13] 착륙 조건 A와 B에서 시간에 따른 RPM 변화

4.5 착륙 조건에 따른 버티포트 주변 소음 영향 분석

이번 절에서는 UAM의 착륙 조건에 따른 버티포트 주변 소음 영향을 면적으로 나타내어 UAM의 소음 저감 착륙 절차의 중요성을 강조하고자 한다. 소음의 영향을 받는 면적의 등고선을 확인하기 위해 DNL을 사용하여 소음 영향을 받는 면적을 계산하였다. DNL은 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$DNL = 10 \log \left[\frac{1}{T} \sum_{i=1}^N 10^{\frac{(SEL_i+W)_i}{10}} \right] \quad (4.5)$$

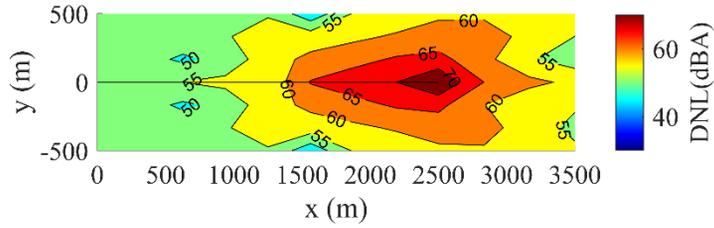
여기서 T 는 reference time이고, N 은 UAM의 착륙횟수이다. W 는 소음 가중치이며 오후10시부터 오전7시 사이의 착륙은 가중치 $W = 10$ dBA 선정되며 이외의 시간은 $W = 0$ dBA 이다. 각 변수의 의미와 값을 [표 4-3]에 정리하였다.

Symbol	Meaning	Value
T	Reference Time	86,400 sec (1 day)
W	Weighting 10 dBA (10 PM to 7 AM)	0 dBA (No landing at night)
N	Number of landings	420 landings (1 day)

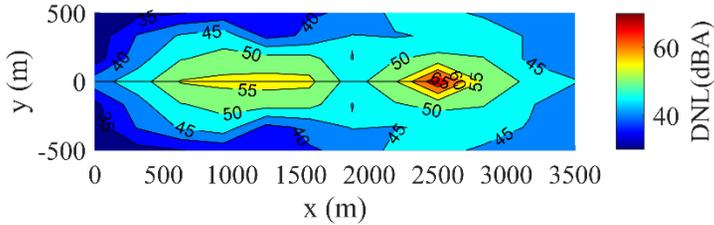
[표 4-3] DNL 결정 변수

T 는 하루를 초단위로 계산한 값이며, W 는 밤에 착륙이 없다고 가정하여 $W = 0$ dBA로 두었다. N 은 한국형 도심항공교통(K-UAM) 로드맵을 참고하여 2035년 서울의 UAM 예상 운영 대수와 버티포트의 개수를 나눈 값으로 가정하였다. 또한 버티포트의 착륙 회랑(Corridor)는 한곳으로 가정하였다.

버티포트 주변 소음 영향을 분석할 착륙 조건은 소음이 높은 영역($V_x = 12$ m/s, $\gamma = 10^\circ$)과 낮은 영역($V_x = 20$ m/s, $\gamma = 15^\circ$)의 착륙 조건으로 선정하여 비교 분석하였다. 각 착륙 조건에서의 DNL 소음 지도는 [그림 4-14]와 같다. 착륙 조건에 따른 DNL별 소음 영향 면적을 등고선 안의 면적으로 계산하였다. 해당 내용이 [표 4-4]에 정리 되어있다.



(a) $V_a = 12 \text{ m/s}$, $\gamma = 10^\circ$



(b) $V_a = 15 \text{ m/s}$, $\gamma = 20^\circ$

[그림 4-14] 착륙 조건별 DNL 소음 지도

DNL	Area under Influence		Decrease of %
	High noise cond.	Low noise cond.	
Landing condition	High noise cond.	Low noise cond.	-
> 65 dBA	33.2 ha	0.7 ha	- 97.9 %
> 60 dBA	111.6 ha	3.5 ha	- 96.9 %
> 55 dBA	326.4 ha	8.9 ha	- 97.3%

[표 4-4] 착륙 조건별 DNL 소음 등고선의 면적 비교

미국 연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)은 항공기 소음이 주거 지역과 양립할 수 없는 것으로 간주되는 임계 값으로 65 DNL을 설정하였다[51]. 현재 UAM의 소음 규제에 맞는 소음측정단위(Sound metric) 및 기준이 없는 상황에서 65 DNL에서부터 55 DNL까지 UAM 착륙시 소음 영향을 받는 면적을 나타내었다. 65 DNL에서 소음이 낮은 착륙 조건(Low noise landing condition)은 소음이 높은 착륙 조건(High noise landing condition)대비 97.9%의 소음 영향 면적 감소를 나타내었으며, 55 DNL에서도 97.3%의 소음 영향 면적 감소를 보였다. 즉, 버티포트 주변 소음 영향도는 멀티로터형 UAM의 착륙 조건에 따라 극적인 차이를 보인다.

5. 결론

CONA framework를 이용해서 멀티로터형 UAM의 비행 조건에 따른 버티포트 주변 소음 영향도를 분석하였다. 멀티로터 착륙시 주요 소음원인 BVI를 모사하기 위해 지정후류모델인 Parameterized Beddoes wake model 이용하였으며, Farassat Formulation 1A와 결합되어 단일로터 및 멀티로터에 대해 검증하였다. 쿼드로터형 UAM인 NASA의 Concept 1인승 모델에 대해 VRS를 회피하는 넓은 범위의 착륙 조건(접근 속도, 비행 경로 각도)에 대해 소음 영향도가 분석되었다. 주요 결론은 다음과 같다.

- 1) 버티포트 주변의 낮은 소음 영향을 위하여 쿼드로터형 UAM도 헬리콥터와 같이 BVI가 강한 착륙 조건을 회피하여 착륙해야 한다. 특히 UAM은 로터 안에서 발생하는 Self BVI 뿐만 아니라 로터 간의 상호작용으로 인한 BVI도 발생하기 때문에 소음 영향도가 넓은 비행 경로 각도에 대해 크게 나타난다. 즉, 쿼드로터형 UAM은 비행 경로 각도의 조정을 통한 소음 저감 착륙은 어려울 수 있으며 접근 속도의 조정도 필요하다.
- 2) RPM control 기반의 쿼드로터형 UAM은 접근 속도가 빠르고 비행 경로 각도가 높은 착륙 조건이 소음 저감 착륙을 위해 권고된다. 해당 착륙 조건에서는 로터와 후류의 간격이 커져 BVI의 강도가 낮아지고, RPM의 감소로 Tip mach number의 크기가 작아진다. Pitch control 기반의 회전익기는 수평 속도가 빠르게 형성되어도 RPM이 낮아지지 않지만, RPM control 기반의 회전익기는 RPM이 낮아지기 때문에 낮은 소음 영향도에 기여할 수 있다.
- 3) 착륙 조건에 따라 버티포트 주변의 소음 영향도가 극적으로 달라질 수 있다. 65 DNL에서 소음이 낮은 착륙 조건(Low noise landing condition)은 소음이 높은 착륙 조건(High noise landing condition)대비 97.9%의 소음 영향 면적 감소를 나타내었으며, 55 DNL에서도 97.3%의 소음 영향 면적 감소를 보였다. 즉, 버티포트 주변 소음 영향도는 멀티로터형 UAM의

착륙 조건에 따라 극적인 차이를 보인다. 이는 UAM 운용시 버티포트 인근 소음 영향도의 저감을 위해서는 멀티로터형 UAM 공력/소음 특성 분석 기반의 착륙 조건 선택이 필요함을 의미한다.

본 연구에서는 제시된 방법을 통하여 버티포트 주변 낮은 소음 영향도를 위한 쿼드로터형 UAM의 착륙 조건을 제시하고 소음 저감 착륙 절차의 중요성을 강조하였다. 본 논문에서 사용된 모델은 쿼드로터형 UAM이지만 멀티로터형 UAM은 그 목적에 맞게 다양한 로터 개수와 구성을 갖는다. 로터 개수와 구성이 달라지면 착륙 조건에 대한 소음 영향도의 분포도 달라질 수 있다. 따라서 각 UAM 모델에 맞는 소음 저감 착륙 조건이 제시되어야 버티포트 주변의 소음을 더욱 낮출 수 있다.

참고문헌

- [1] S. Rajendran and S. Srinivas, "Air taxi service for urban mobility: A critical review of recent developments, future challenges, and opportunities," *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, Vol. 143, 2020.
- [2] Uber Elevate, "Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation," 2016.
- [3] Hasan, S., "Urban Air Mobility (UAM) Market Study," 2018.
- [4] T. Riley, and D.R. Cuppoletti, "Acoustic Analysis Framework for Prediction of UAM Noise Radiation from Subscale Data", *AIAA Scitech 2021 Forum*, p. 0585, 2021.
- [5] H.G. Visser, and R.A.A. Wijnen, "Optimization of noise abatement departure trajectories", *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 4, pp. 620-627, 2001.
- [6] H.G. Visser, M.D. Pavel, and S.F. Tang, " Optimization of rotorcraft simultaneous noninterfering noise abatement approach procedures", *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 6, 2009.
- [7] S.A. Rizzi, D.L. Huff, D.D. Boyd, P. Bent, B.S. Henderson, K.A. Pascioni, C. Sargent, D.L. Josephson, M. Marsan, H. He, R. Snider, "Urban air mobility noise: current practice, gaps, and recommendations", *NASA/TP 2020-5007433*, 2020.
- [8] Australis Department Of Transport and Main Roads "Conceptual Modelling of Drone Transport", 2020 .
- [9] M. Rimjha, A. Trani, and S. Hotle, "Urban Air Mobility: Preliminary Noise Analysis of Commuter Operations". In *AIAA Aviation 2021 Forum*, p. 3204, 2021.
- [10] Vascik, P. D., and Hansman, R. J., "Scaling constraints for urban air mobility operations: Air traffic control, ground infrastructure, and noise", *18th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations*, pp. 3849, 2018.
- [11] Schmitz, F. H., Gopalan, G., and Sim, B. W.-C., "Flight-Path Management/Control Methodology to Reduce Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 2, pp. 193-205, 2002.
- [12] B.G. van der Wall, C. Kessler, Y. Delrieux, P. Beaumier, M. Gervais, J.F Hirsch, K. Pengel, and P. Crozier, "From ERATO Basic Research to the Blue Edge™ Rotor Blade", *American Helicopter Society 72nd Annual Forum*, 2016.
- [13] Helicopter Association International Fly Neighborly Committee, *Fly Neighborly Guide*, Helicopter Association International, 2007.
- [14] Greenwood, E., "Estimating Helicopter Noise Abatement Information with Machine Learning," *American Helicopter Society 74th Annual Forum*, 2018.
- [15] ICAO, "Helicopter Noise Reduction Technology", 2015.
- [16] J. Ko, J. Jeong, H. Cho, and S. Lee, "Real-time prediction framework for frequency-modulated multirotor noise," *Physics of Fluids*, vol. 34, no. 2, p. 027103, 2022.

- [17] B. Davoudi, E. Taheri, K. Duraisamy, B. Jayaraman, and I. Kolmanovsky, "Quad-rotor flight simulation in realistic atmospheric conditions," *AIAA Journal*. Vol. 58, No. 5, pp. 1992-2004, 2020.
- [18] Z. Zuo, "Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor," *IET Control Theory Appl.* Vol 4, No. 11, pp. 2343–2355, 2010.
- [19] B. Davoudi, and K. Duraisamy, "A hybrid blade element momentum model for flight simulation of rotary wing unmanned aerial vehicles," *AIAA Aviation 2019 Forum*, 2019
- [20] ICAO. Annex 16, vol. 1, aircraft noise. International Civil Aviation Organization, 2008
- [21] M. Gervais, and F. Schmitz, "Tiltrotor BVI Noise Abatement Using Flight Path Management and Configuration Control", *AIAA Paper*, 2002-2544, 2002.
- [22] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, New York, NY, 2000.
- [23] HH Heyson, S Katzoff, "Induced velocities near a lifting rotor with nonuniform disk loading", *NACA Report 1319*, 1956.
- [24] B. G. van der Wall, "The effect of HHC on the vortex convection in the wake of a helicopter rotor," *Aerospace Science and Technology*, vol. 4, no. 5, pp. 321–336, 2000.
- [25] E. Greenwood, "Fundamental Rotorcraft Acoustic Modeling from Experiments (FRAME). PhD thesis. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2011.
- [26] Y. Murakami, Y. Tanabe, S. Saito, and H. Sugawara, "A new appreciation of prescribed wake models for cfd analysis in view of aeroacoustic applications," in *37th European Rotorcraft Forum*, 2011.
- [27] G.H. Vatistas, V. Kozel, and W.C. Mih, "A Simpler Model for Concentrated Vortices." *Experiments in Fluids*, vol. 11, no. 1, 1991.
- [28] T.S. Beddoes, "A Wake Model for High Resolution Airloads", in *International Conference on Rotorcraft Basic Research*, 1985.
- [29] M.J. Bhagwat, and J.G. Leishman, "Generalized viscous vortex model for application to free-vortex wake and aeroacoustic calculations", *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, 2002.
- [30] M. Ramasamy, and J.G. Leishman, "A Generalized Model For Transitional Blade Tip Vortices", *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, 2004.
- [31] J. Ko, J. Kim, and S. Lee, "Computational study of wake interaction and aeroacoustic characteristics in multirotor configurations," in *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*, Vol. 259, pp. 5145–5156., 2019.
- [32] J.A. Nelder and R. Mead, "A Simplex Method for Function Minimization," *Computer J.*, Vol.7, pp 308–313, 1965.
- [33] J.E. Ffowcs Williams, and D. L. Hawkings. "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion." *Phil. Trans. Roy. Soc.*, 1969
- [34] Dowling, A. P., and Ffowcs-Williams, J., *Sound and Sources of Sound*, Halsted Press,

Sydney, Australia, 1983.

- [35] F. Farassat, "Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat," NASA TM 2007-214853, 2007.
- [36] A. Najafi-Yazdi, G. A. Brès, and L. Mongeau, "An acoustic analogy formulation for moving sources in uniformly moving media," *Proc. R. Soc. A* 467, pp. 144–165 (2011).
- [37] K.S. Brentner, "Prediction of helicopter rotor discrete frequency noise", NASA TM 87721, 1986.
- [38] G.A. Bres, K.S. Brentner, G. Perez, and H.E. Jones, "Maneuvering rotorcraft noise prediction", *Journal of Sound and Vibration*. 275, pp. 719-738, 2004
- [39] T. F. Brooks, D. S. Pope, and M. A. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction," *Tech. Rep. RP-1218*, NASA, July 1989.
- [40] N. S. Zawodny, D. D. Boyd Jr, and C. L. Burley, "Acoustic characterization and prediction of representative, small-scale rotary-wing unmanned aircraft system components," *Tech. Rep. NF1676L-22587*, NASA, 2016.
- [41] N. A. Pettingill, N. S. Zawodny, C. Thurman, and L. V. Lopes, "Acoustic and performance characteristics of an ideally twisted rotor in hover," in *AIAA Scitech 2021 Forum*, (VIRTUAL EVENT), p. 1928, 2021.
- [42] R. W. Deters, S. Kleinke, and M. S. Selig, "Static testing of propulsion elements for small multirotor unmanned aerial vehicles," *AIAA Paper 2017-3743*, 2017.
- [43] C. Russell, J. Jung, G. Willink, and B. Glasner, "Wind tunnel and hover performance test results for multicopter uas vehicles," *American Helicopter Society 72nd Annual Forum*, 2016.
- [44] R.S. McKay, and M.J. Kingan, "Multirotor Unmanned Aerial System Propeller Noise Caused by Unsteady Blade Motion", *AIAA Paper 2019-2499*, 2019.
- [45] Y. Yang, Y. Liu, Y. Li, and E. Arcondoulis, "Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of an Isolated Multicopter Rotor During Forward Flight", *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 3, 2020.
- [46] Z. Jia, and S. Lee, "Acoustic analysis of a quadrotor eVTOL design via high-fidelity simulations," *AIAA Paper 2019-2631*, 2019.
- [47] Z. Jia, and S. Lee, "Acoustic analysis of urban air mobility quadrotor aircraft," in *Vertical Flight Society (VFS) Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting*, 2020.
- [48] W. Johnson, and Silva, C., "Concept Vehicles for VTOL Air Taxi Operations," *Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialist's Conference*, San Francisco, CA, Jan. 16–19, 2018.
- [49] W. Johnson, "Model for Vortex Ring State Influence on Rotorcraft Flight Dynamics", *NASA/TP-2005-213477*, 2005,
- [50] S. Ye, Z. Wan, L. Zeng, C. Li, and Y. Zhang, "A vision-based navigation method for eVTOL final approach in urban air mobility(UAM)", *2020 4th CAA International Conference on Vehicular Control and Intelligence (CVCI)*, IEEE, PP. 645-649, 2020.

[51] “14 CFR 150 – airport noise compatibility planning”, Federal Aviation Administration, 2005

Abstract

Numerical Investigation of Multirotor Type UAM Noise Near Vertiport Under Various Landing Conditions

Huisang Cho

Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

In this study, a preliminary investigation of the noise abatement landing procedure of the multirotor type UAM is carried out in CONA framework. The CONA framework is developed to analyze the noise of the multirotor type UAM based on landing trajectories. CONA framework is composed of many modules such as aerodynamics, control module, and noise prediction module for multirotor type UAM noise analysis, including RPM change based on trajectories. The aerodynamic module used parameterized Beddoes wake model, which is one of the prescribed wake models. It is combined with the Farassat formulation 1A for noise prediction in the noise prediction module. CONA framework is verified through validation and verification studies of the single rotor and quadrotor models.

For the quadrotor type UAM, the noise impact is analyzed over a wide range of landing conditions. Based on the results of noise impact according to landing conditions, the three major landing conditions are identified, vertical descent, high noise landing condition, and low

noise landing condition. After the detailed analysis of each landing condition in terms of UAM noise, the landing condition with high approach speed and high flight path angle is recommended for noise abatement landing.

The noise influence near the vertiport for the landing conditions is presented as the area within the contour line with DNL. At 65 DNL, the low noise landing condition showed a 97.9% decrease in the noise influence area compared to the high noise landing condition, and at 55 DNL, the noise influence area decreased by 87.2%. The noise influence area near the vertiport shows a significant difference depending on the landing conditions of the multicopter type UAM. The results reveal that it is necessary to select a landing condition based on the analysis of the aerodynamic/noise characteristics of the multicopter type UAM to reduce the noise impact near the vertiport during UAM operation. This study points towards a selection of various multicopter type UAM landing conditions for minimizing the noise impact on the vertiport surrounding area.

Keywords : eVTOL, UAM, noise abatement procedure, rotor noise, vertiport

Student Number : 2020-21526