

음향상사법을 이용한 멀티콥터형 소형무인기의 공력 소음 예측

Prediction of Aerodynamic Noise Radiated from a Small Multicopter Unmanned Aerial Vehicle using Acoustic Analogy

저자 (Authors)	이학진, 이덕주 Hakjin Lee, Duck-Joo Lee
출처 (Source)	한국소음진동공학회논문집 29(4) , 2019.8. 518-526 (9 pages) Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering 29(4) , 2019.8. 518-526 (9 pages)
발행처 (Publisher)	한국소음진동공학회 Korean Society for Noise and Vibration Engineering(KSNVE)
URL	http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE08762784
APA Style	이학진, 이덕주 (2019). 음향상사법을 이용한 멀티콥터형 소형무인기의 공력 소음 예측. 한국소음진동공학회논문집, 29(4), 518-526.
이용정보 (Accessed)	경상대학교 117.16.164.*** 2020/10/29 11:40 (KST)

저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

음향상사법을 이용한 멀티콥터형 소형무인기의 공력 소음 예측

Prediction of Aerodynamic Noise Radiated from a Small Multicopter Unmanned Aerial Vehicle using Acoustic Analogy

이 학 진* · 이 덕 주[†]
Hakjin Lee* and Duck-Joo Lee[†]

(Received May 21, 2019 ; Revised July 9, 2019 ; Accepted July 9, 2019)

Key Words : Multicopter(멀티콥터), Unmanned Aerial Vehicle(무인기), Aerodynamic Noise(공력 소음), Acoustic Analogy(음향상사법), Vortex Lattice Method(와류격자법), Vortex Particle Method(와류조각법)

ABSTRACT

The rotor interaction phenomenon occurs frequently in unmanned aerial vehicles (UAVs) with multi-rotor configuration. In this study, we investigated the rotor interaction effects of a small-size quadcopter UAV on the aerodynamic performance and acoustic characteristics. The numerical simulation of DJI Phantom 2 model in the hover flight condition was conducted using the nonlinear vortex lattice method (NVLM) with the vortex particle method (VPM) and acoustic analogy based on the Farassat-1A formula. NVLM can consider the nonlinear aerodynamic characteristics that are mainly associated with viscous and low Reynolds number effects by incorporating airfoil look-up table and vortex strength correction. VPM is well suitable for simulating complex wake structures of quadcopter UAV because maintaining the connectivity between adjacent vortex particles is not required. Calculations for an isolated rotor were compared against measurements to validate the predicted results, including thrust force and tonal noise at 1st blade passing frequency (BPF). The calculations for a quadcopter configuration show that the average thrust coefficient decreases and thrust coefficient begins to fluctuate dramatically due to severe rotor interaction. In addition, the sound pressure level of the quadcopter is much higher than that of the isolated rotor and a significant difference in noise directivity between the quadcopter and isolated rotor is clearly captured. It is observed that unsteady loading introduced by rotor interaction leads to a considerable increase in noise. This study is a preliminary study to the aeroacoustic problem in multicopter UAV. The discussion in this work gives scope for further research on noise reductions of multicopter UAV by controlling a separation distance between the rotors.

1. 서 론

무인비행체 관련 연구는 정찰, 감시, 공격 임무를

위한 군사용 비행체 개발 연구에 집중되었으나 최근에는 기상관측, 택배운송, 항공영상 촬영 임무 등 다양한 민간분야로 확장되었다. 특히 상대적으로 조작하기 쉬우며 수직이착륙 능력을 갖춘 멀티콥터형 무

[†] Corresponding Author ; Fellow Member, KAIST
E-mail : djlee@kaist.ac.kr

* Member, KAIST

A part of this paper was presented and selected as one of best papers at the KSNVE 2019 Annual Spring Conference

‡ Recommended by Editor Won Ju Jeon

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

인비행체에 대한 관심이 증가함에 따라 전 세계적으로 멀티콥터 무인비행체 개발 연구 및 산업 시장은 지속적으로 성장하고 있는 추세이다.

일반적인 회전익 항공기와 비교하였을 때 멀티콥터형 무인비행체는 공기역학적 관점에서 두 가지 특징을 갖는다. 첫 번째로 대부분의 멀티콥터형 무인비행체의 크기는 상대적으로 작기 때문에 로터 블레이드에서는 비압축성, 저 레이놀즈수 유동이 발달한다. 특히 $10^4 \sim 10^5$ 수준의 저 레이놀즈수 영역에서는 실속받음각 이전의 구간에서도 받음각에 따른 양력계수의 변화가 선형적이지 않으며 로터 블레이드 표면에서 층류박리기포(laminar separation bubble)와 동적 실속(dynamic stall) 같은 현상들이 발생하게 된다. 따라서 멀티콥터형 무인비행체의 공력성능을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 저 레이놀즈수 유동에 의해 발생하는 비선형적인 공력특성을 고려하는 것이 중요하다. 두 번째로 멀티콥터형 무인비행체는 다수의 전기추진 기반의 로터 시스템들이 근접해서 결합된 형태이기 때문에 로터-로터 상호 간섭 현상이 강하게 발생하는 것이 특징이다. 이러한 로터 간의 상호 간섭 현상은 로터 후류 구조 발달에도 영향을 미치게 되며 결과적으로 비대칭적인 형태로 발달한 강한 익단 와류는 로터의 비정상 공력하중과 소음을 유발하기도 한다. 따라서 고효율, 저소음 멀티콥터형 무인비행체를 설계하기 위해서는 로터 블레이드에서 발생하는 저 레이놀즈수 유동과 로터 간의 상호 간섭 효과의 영향을 고찰하는 연구가 필요한 실정이다. Zhou et al.⁽¹⁾과 Shukla et al.⁽²⁾은 particle image velocimetry(PIV) 유동가시화 장비를 이용한 실험을 통해 로터 간섭현상이 소형 멀티콥터 무인비행체의 추력 성능과 후류구조 발달에 지배적인 영향을 미치는 것을 확인하였다. Intaratep et al.⁽³⁾은 로터 간섭효과에 영향을 실험적으로 고찰하기 위해 로터 개수에 따른 소형 무인기의 추력 성능과 공력 소음을 측정하였다. 또한 Zawodny et al.⁽⁴⁾은 무향실(anechoic chamber)에서 소형 무인비행체 로터 블레이드에서 발생하는 공력 소음을 측정하고 전산유체역학(CFD, computational fluid dynamics) 기법을 이용한 수치해석을 통해 소음 방사 경향성을 검증하는 연구를 수행하였다. 선형연구 사례들을 통해 대부분의 멀티콥터 무인비행체 관련 연구들이 실험적인 접근에 의존하고 있어 전산공력해석을 기반으로 한 소음예측 및 방사 특성을 분석하는 연구가

아직 부족한 실정임을 확인할 수 있었다.

이 연구에서는 수치해석을 통해 로터 간의 상호 간섭현상이 멀티콥터형 무인비행체의 공력 성능 및 소음 특성에 미치는 영향을 고찰하고자 한다. 로터 블레이드에 작용하는 공력하중과 소음 해석을 위해 필요한 정보는 비선형 와류 격자법(nonlinear vortex lattice method)을 이용하여 계산하였으며 로터 후류는 와류 격자법(vortex particle method)을 적용하여 모델링하였다. 공력 소음원 중 주기적인 특성을 갖는 두께소음(thickness noise)과 하중소음(loading noise)만 고려하였으며 Farassat 1A 식을 이용한 음향상사법(acoustic analogy)을 통해 수음자(observer) 위치에 방사되는 소음을 계산하였다. DJI Phantom 2 쿼드콥터 모델에 사용되는 로터 블레이드를 이용하여 공력 및 소음 해석을 수행하였으며 단일로터 형상에 대한 수치해석 결과를 NASA에서 수행한 실험결과⁽⁴⁾와 비교함으로써 해석의 정확성을 검증하였다. 또한 단일로터와 쿼드콥터의 결과 비교를 통해 로터 간의 간섭현상이 비행체의 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 로터 공력해석 기법

멀티콥터 무인비행체는 다른 회전익기에 비해 로터 블레이드의 회전반경이 상대적으로 작기 때문에 낮은 레이놀즈수 유동 영역에서 운용된다. 일반적으로 헬리콥터가 레이놀즈수 10^6 이상의 영역에서 운용되는 반면 멀티콥터 무인비행체의 경우 주로 레이놀즈수 $10^4 \sim 10^5$ 영역에서 운용된다. 이러한 저 레이놀즈수 영역에서는 받음각에 따른 양력계수 변화가 더 이상 선형적이지 않고 양력선 기울기도 이론적인 2π 와 차이가 발생한다. 따라서 선형 포텐셜 유동 기반인 와류 격자법을 이용하여 공력해석을 수행할 경우 저 레이놀즈수 유동에 의해 발생하는 비선형적인 공력특성을 제대로 고려하지 못하여 부정확한 공력하중 예측을 야기할 수 있다. 이는 결과적으로 공력 소음 예측에도 영향을 미쳐 부정확한 결과를 초래할 수 있다.

이 연구에서는 멀티콥터형 무인비행체 로터 블레이드에 작용하는 공력하중을 계산하기 위해 비선형 와류 격자법을 이용하였다. 이 방법은 와류 격자법에 단면 에어포일 look-up table과 와류강도 보정법(vortex strength correction)을 적용한 방법으로 기존

의 와류 격자법이 고려하지 못하는 저 레이놀즈수 유동, 점성 유동, 박리 유동에 의한 영향을 고려할 수 있는 방법이다(5-7). 와류 격자법 해석을 통해 계산된 해를 기반으로 로터 블레이드 각 단면의 제어점 위치에서 유효받음각(effective angle of attack), 유입속도(inflow velocity), 레이놀즈수를 계산하고 이를 이용하여 각 단면 위치에서 에어포일 look-up table을 수행한다. 레이놀즈수와 받음각 변화에 따른 에어포일의 양력, 항력, 피칭모멘트 계수들은 풍동 실험 또는 수치해석을 통해 얻을 수 있으며, 이 연구에서는 SU2 open-source CFD 코드를 이용한 전산유체역학 해석을 통해 공력 계수 데이터를 확보하였다.

유효받음각과 유입속도를 계산에는 자유류 속도 (V_∞), 로터 블레이드 회전 속도(Ω), 로터 블레이드에 분포한 속박와류(bound vortex)에 의한 유도속도($V_{ind,bound}$), 로터 후류에 의한 유도속도($V_{ind,wake}$) 성분이 고려된다. 여기서 θ_0 는 로터 블레이드의 고정된 피치 각도(pitch angle)이고 β 는 각 단면 위치에서의 비틀림 각도(twist angle)이다.

$$Re_c = \frac{\rho_\infty(\omega R)c}{\mu} \tag{1}$$

$$\mathbf{V}_{inflow} = \mathbf{V}_\infty - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r} + \mathbf{V}_{ind,bound} + \mathbf{V}_{ind,wake} \tag{2}$$

$$\alpha_{eff} = \tan^{-1} \left(\frac{\mathbf{V}_{inflow} \cdot \mathbf{a}_3}{\mathbf{V}_{inflow} \cdot \mathbf{a}_1} \right) + (\theta_0 + \beta) \tag{3}$$

2.2 로터 후류 모델

강한 로터-로터 상호 작용 효과는 후류 간섭현상을 유발하고 후류 발달에도 지배적인 영향을 미친다. 결과적으로 제자리 비행조인임에도 불구하고 간섭효과에 의해 비대칭적인 익단 와류가 형성되고 이는 로터의 비정상 공력하중과 소음을 유발한다. 따라서 멀티콥터 무인비행체의 소음 해석에 있어 로터 후류의 비정상적인 거동을 예측하고 후류 유동이 공력하중 변화에 미치는 영향을 정확하게 고려하는 것이 중요하다. 이 연구에서는 멀티로터의 후류를 모델링하기 위해 와류 입자법을 이용하였다. 먼저 로터 블레이드 뒷전으로부터 발생하는 후류를 와류선들(trailed and shed vortex filaments)로 표현한 후, 와류선을 일정한 와류강도와 코어 반경을 갖는 와류입자(vortex particle)들로 이산

화하였다. 이산화된 와류 입자들은 Lagrangian 관점에서 각각 독립된 존재로 취급되며 시간 전진 과정을 통해 서로에게 영향도를 주고받으며 로터 후류 구조를 형성한다. 따라서 각각의 와류입자들은 와류선과 달리 서로간의 connectivity를 유지할 필요가 없어 후류 간 간섭현상, 후류-동체 간의 간섭현상이 지배적인 문제에 적용하기 적합하며 비정상적이고 복잡한 후류의 거동을 표현하기 용이한 장점이 있다. 와류입자들에 의한 유도 속도는 Biot-Savart 법칙을 통해 계산되고 와류입자들로 구성된 후류구조는 2차 정확도의 Runge-Kutta 시간전진기법에 의해 계산된다.

2.3 소음 해석 기법

멀티콥터 로터 블레이드에서 발생하는 소음은 움직이는 물체에서 방사되는 소음을 예측하는 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) 식의 해인 Farassat 1A 식 기반의 음향상사법을 통해 예측하였다. Farassat 1A 식 (4)~식 (6)을 사용하여 시간영역에서의 두께소음(thickness noise)과 하중소음(loading noise)의 영향을 고려하였다. p'_T 과 p'_L 은 각각 블레이드 두께 소음원, 공기력 하중 소음원에 의한 음압을 의미하며 식에 표현된 대괄호 안의 항들은 지연시간(retarded time)에서 계산된 값을 의미한다(8).

$$p'(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) \tag{4}$$

$$p'_T(x, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \tag{5}$$

$$p'_L(x, t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{i_r}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_M}{r^2|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \tag{6}$$

소음원(x_i)과 수음자(y_j) 간의 공간적인 거리(r)가 존재하기 때문에 수음자 시각(t)에 도달하는 음압은 음속으로 거리 r 만큼 전달되는 동안 소요된 시간 이전인 음원시각(τ)에서 방사되었다. 따라서 소음원과 수음자 간의 거리와 지연시간은 각각 식 (7), 식 (8)과 같이 정의할 수 있다.

$$r = |x_i - y_i| \quad \hat{r}_i = \frac{x_i - y_i}{r} \quad (7)$$

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} \quad (8)$$

또한, ρ_0 와 a_0 는 각각 공기의 밀도와 음속을 나타내며 v_i 와 l_i 는 각각 이산화 된 블레이드 패널의 회전속도와 단위 면적당 표면에 작용하는 힘을 나타낸다. 또한 v_n, l_r 과 같이 아래첨자 n 과 r 이 있는 항은 각각 방사 방향과 블레이드 표면으로부터 외곽 수직 방향으로의 물성치를 의미하고, \dot{l}_r 와 같이 윗첨자가 있는 항은 음원시각에 대한 시간 미분을 의미한다. 식 (5), 식 (6)의 우변에 있는 각 항을 텐서(tensor) 곱으로 표현하면 아래와 같이 정의된다.

$$v_n = v_i \hat{n}_i \quad \dot{v}_n = \dot{v}_i \hat{n}_i \quad v_r = v_i \hat{n}_i \quad (9)$$

$$M_n = M_i \hat{n}_i \quad M_r = M_i \hat{r}_i \quad \dot{M}_r = \dot{M}_i \hat{r}_i \quad \dot{M}_i = \frac{\partial M_i}{\partial \tau} \quad (10)$$

$$l_i = p_{ij} \hat{n}_j \quad l_r = l_i \hat{r}_i \quad \dot{l}_r = \dot{l}_i \hat{r}_i \quad \dot{l}_i = \frac{\partial l_i}{\partial \tau} \quad (11)$$

3. 해석 모델 및 조건

3.1 멀티콥터 모델

이 연구에서는 영상촬영을 목적으로 전 세계적으로

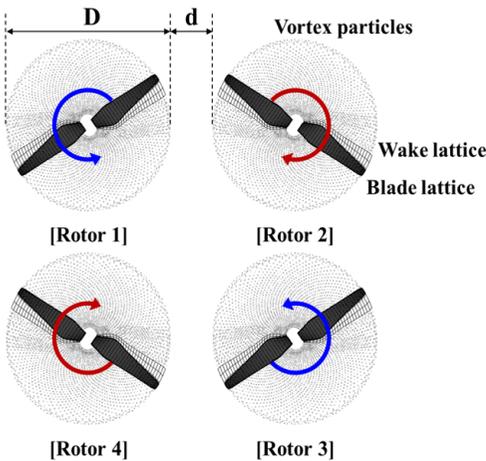


Fig. 1 DJI Phantom 2 quadcopter configuration

널리 사용되고 있는 기종인 DJI Phantom 2 멀티콥터 모델에 대한 공력 및 소음 해석을 수행하였다. DJI Phantom 2 모델은 로터가 4개인 쿼드콥터 형상이며 각 로터는 DJI에서 개발한 9443 블레이드 모델 2개로 구성되어 있다. 9443 블레이드의 반경방향으로 시위 길이와 비틀림 각 분포는 참고문헌(4)을 통해 알려져 있으나 단면 에어포일 형상 정보는 공개되어 있지 않아 디지털 이미지 프로세싱을 통해 단면 형상을 추출하였다. Fig. 1과 같이 이 연구에서는 카메라, 동체, connecting arm 형상을 제외하고 로터 블레이드만을 고려하였다. 로터의 회전직경(D)은 0.24 m, 로터 간의 대각거리는 0.35 m이며 로터 tip 사이의 간격을 d로 정의하였다. 비행체의 자세제어와 토크로 인한 요 모멘트를 상쇄시켜주기 위해 서로 대각방향으로 마주보고 있는 로터는 서로 같은 방향으로 회전한다. 따라서 비행체를 위에서 바라보았을 때 로터 1과 로터 3은 반시계방향으로 회전하고, 로터 2와 로터 4는 시계방향으로 회전한다. DJI Phantom 2 모델에 대한 자세한 재원과 9443 블레이드의 시위 길이, 비틀림각 분포는 각각 Table 1과 Fig. 2를 통해 확인할 수 있다.

3.2 해석 조건

제자리 비행 조건에서 단일로터와 쿼드콥터에 대한 공력 및 소음 해석을 진행하였다. 단일로터의 경우 소음 실험결과가 존재하는 로터 회전 속도 4800 r/min, 5400 r/min, 6000 r/min 조건에서 해석을 수행하였으며 해석결과를 실험결과와 비교함으로써 해석자의 정확성을 검증하였다. 반면 쿼드콥터는 5400 r/min 조건에서만 해석을 수행하였다. 각 로터 회전 속도에서 로터 블레이드 끝단 마하수와 코드 길이 기준 레이놀즈 수를 계산하여 Table 2에 표기하였다. 이를 통해 단일 로터 블레이드 주변은 비압축성 유동이며 저 레이놀즈 수 영역에 해당됨을 확인할 수 있다.

수치해석을 위해 로터 블레이드는 시위방향으로 20개, 반경방향으로 40개의 와류 패널로 이산화하였고 로터 회전 속도에 따라 5° 간격으로 회전할 수 있도록 시간 전진 간격을 설정하였다. 갑작스런 회전을 야기될 수 있는 후류 유동의 수치적인 불안정성을 막기 위해 초기 1바퀴 동안은 sine 함수를 이용한 slow starting을 적용하였고, 이후 로터가 총 20바퀴 회전할 때까지 계산을 수행하였다. 전체 20바퀴 동안의 공력해석 데이터 중 마지막 5바퀴 동안의 데이터를 공력 소음 해석에 이용하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 단일로터 공력 소음 해석

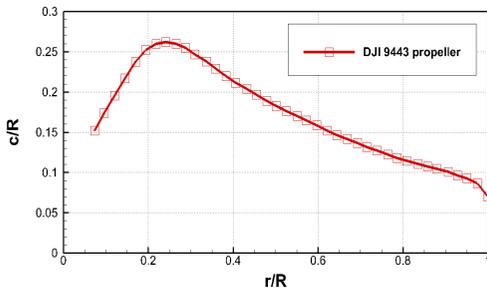
DJI Phantom 2 단일 로터 블레이드의 추력과 소음 측정은 NASA Langley Research Center에서 수

Table 1 Description of DJI Phantom 2 model

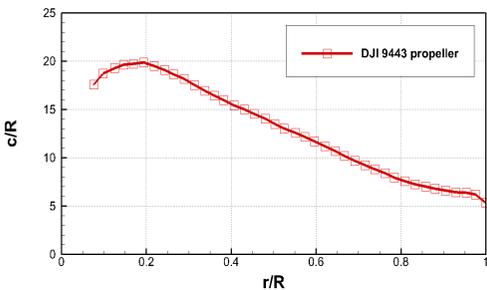
Properties	Values
Propeller	DJI 9443
Number of rotors, M	4
Number of blades, N	2
Diagonal length, L	0.35 m
Rotor diameter, D	0.24 m
Separation distance, d	0.048 m, 0.24 m

Table 2 Flow conditions

Properties	Values
Flight condition	Hover
Rotating speed, Ω	4800 r/min ~ 6000 r/min
Reynolds number, Re_c	50 000 ~ 63 000
Tip mach number, M_{tip}	0.177 ~ 0.221



(a) Chord distribution



(b) Twist angle distribution

Fig. 2 Planform geometry of DJI 9443 propeller

행된 바 있다⁽⁴⁾. 쿼드콥터 해석에 앞서 단일로터 실험 결과를 이용하여 해석자 검증을 수행하였다. 제자리 비행조건에서 추력은 로터 회전면을 기준으로 수직방향으로 작용하는 힘이며 식 (12)에 의해 무차원화 된다. 소음은 원형의 마이크로폰 어레이를 이용하여 단일로터 회전중심을 기준으로부터 거리가 약 16 R (1.905 m) 지점에서 측정하였으며, 회전면($\theta = 0^\circ$)을 기준으로 $\theta = -45^\circ, -22.5^\circ, +22.5^\circ, +45^\circ$ 를 포함하여 총 5개의 위치에서 소음데이터를 확보하였다.

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^2} \tag{12}$$

Fig. 3은 로터 회전속도가 3000 r/min에서 7000 r/min 까지 변함에 따른 단일로터 추력계수 비교를 나타낸다. 로터 회전속도가 빨라짐에 따라 추력계수가 점진적으로 증가하는 경향성을 확인할 수 있고 비선형 와류 격자법 해석결과는 실험결과와 상당히 유사한 결과를 도출하였다. 실험결과와 비교하였을 때 평균적으로 추력 성능을 1.3% 이내 오차로 예측할 수 있었다.

음향 상사법을 통해 시간 영역에서 계산된 음압데이터를 고속 푸리에 변환(FFT, fast Fourier transformation) 기법을 이용하여 주파수 영역으로 변환하였고, 식 (13)을 통해 음압레벨 단위로 나타내었다. 여기서 p_{ref} 는 20 μ Pa이다.

$$SPL = 20 \log_{10} \left(\frac{\bar{P}_{rms}}{P_{ref}} \right) \tag{13}$$

Fig. 4는 로터 회전속도와 수음자 위치에 따른 1st blade passing frequency(BPF) 해당 소음의 크기를

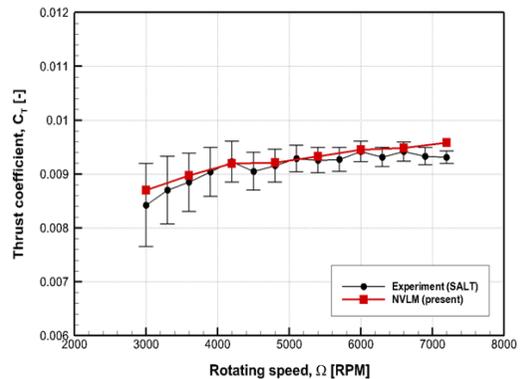


Fig. 3 Comparison of thrust coefficients of isolated rotor depending on rotating speeds

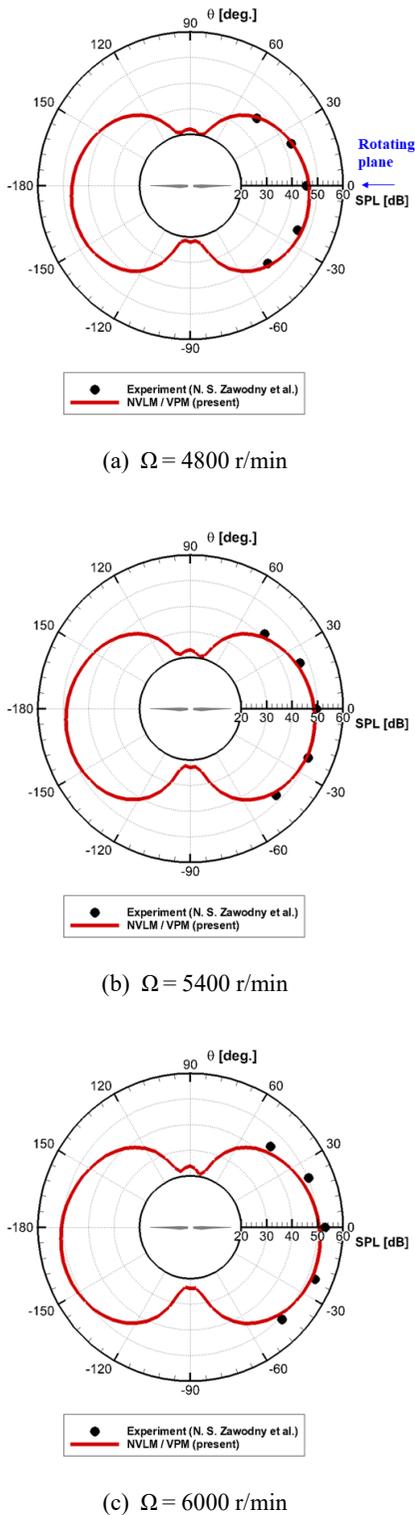


Fig. 4 Comparison of 1st BPF noise directivity of isolated rotor depending on rotating speeds

비교하였다. 회전속도가 증가함에 따라 최대 1st BPF 소음의 크기가 증가하는 경향성이 관찰되었고 모든 위치에서 1st BPF 소음을 3 dB 이내로 예측할 수 있음을 확인하였다. 또한 실험점 이외의 위치에서 수행한 소음 해석을 한 결과를 보면 로터의 수직된 방향(수음자 위치 $\theta = 90^\circ$)으로 소음의 크기가 크게 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 단일로터가 제자리 비행조건에서는 비정상 하중(unsteady loading)이 거의 발생하지 않고 대부분 정상 하중(steady loading)만 작용하기 때문이다.

4.2 쿼드콥터 공력 소음 해석

Fig. 5는 로터 회전속도 5400 r/min 조건에서 로터 회전 바퀴수에 따른 단일로터와 쿼드콥터에 작용하는 추력계수의 변화를 나타낸다. 단일로터와의 추력 성능 비교를 위해 쿼드콥터의 추력계수는 전체 추력 값을 로터 개수⁽⁴⁾로 나눈 후 무차원화한 값이다. 단일로터의 경우 추력계수가 일정한 값으로 수렴하는 반면 쿼드콥터는 제자리 비행조건임에도 불구하고 추력계수가 큰 폭으로 진동하는 것을 확인할 수 있었다. 또한 심한 추력 진동과 함께 단일로터 대비 평균추력이 약 7.93 % 감소하는 결과가 도출되었다. 이는 로터-로터 간섭효과에 의해 발달한 비대칭적인 형태의 강한 익단 와류의 영향으로 판단되었다.

Fig. 6은 수음자 위치에 따라 단일로터 소음과 쿼드콥터 소음을 비교하였다. 하지만 쿼드콥터의 경우 단일로터에 비해 소음원이 4배가 많고 동일한 추력 조건을 만족하기 어렵기 때문에 단순히 소음의 크기를 대수적으로 비교하는 것은 무의미하다. 따라서 로터 간섭효과가 소음 방사 특성에 미치는 영향을 고찰하기 위해 로터 간섭 현상이 전혀 없는 단일로터 공력 해석 결과를 쿼드콥터 각 로터의 위치에 재배치하여 소음 해석을 수행하였다. Fig. 6에서 실선으로 표기된 쿼드콥터 소음 해석 결과는 로터 간섭효과 영향이 모두 포함된 로터 공력 해석 데이터를 소음원으로 이용한 반면 점선으로 표기된 쿼드콥터 소음 해석 결과는 단일로터 해석결과를 소음원으로 사용했기 때문에 공력 해석 데이터에 간섭효과가 전혀 포함되어 있지 않다. 두 결과를 비교하면, 간섭효과 영향으로 쿼드콥터 소음의 크기가 증가한 것을 확인할 수 있다. 특히 비정상 하중이 발생함에 따라 로터의 수직된 방향

(수음자 위치 $\theta = 90^\circ$)으로 소음이 크게 증가하였다. 이는 단일로터와 단일로터 해석결과를 이용한 쿼드콥터 해석결과는 반대되는 경향성이다.

일반적으로 정상 하중에 의한 소음은 회전축을 기준으로 45° 방향으로 강하게 방사되는 반면, 비정상 하중에 의한 소음은 회전평면으로부터 수직방향(90°)으로 강하게 방사되는 특성을 갖는다. Fig. 7에서 비정상 하중이 소음에 미치는 영향을 확인하기 위해 수음자 위치 $\theta = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 지점에서 시간에 따른 음압을 비교하였다. 비정상 하중이 소음 방사에 기여하지 않는 $\theta = 0^\circ$ 수음자 위치에서는 간섭효과 유무에 따른 음압 차이가 관찰되지 않았다. 하지만 $\theta = 45^\circ, 90^\circ$ 수음자 위치에서 음압데이터 비교를 통해 간섭효과에 의한 영향이 뚜렷하게 확인되었다. 결과적으로 쿼드콥터에서는 로터 간의 강한 상호간섭 효과로 인

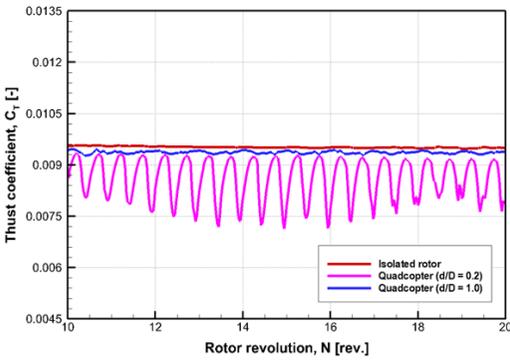


Fig. 5 Comparison of normalized thrust coefficients between isolated rotor and quadcopters

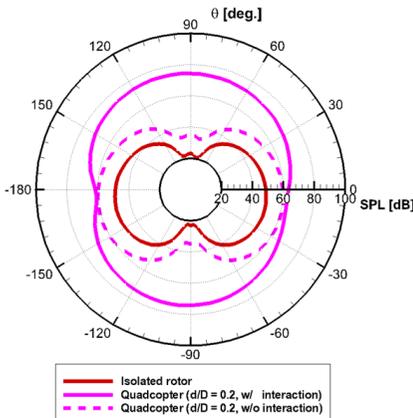
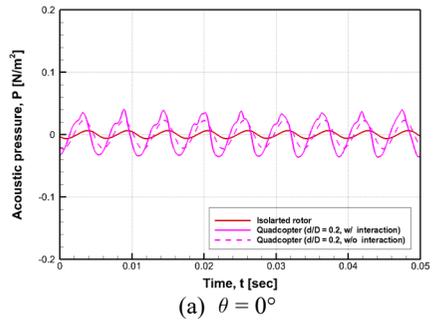
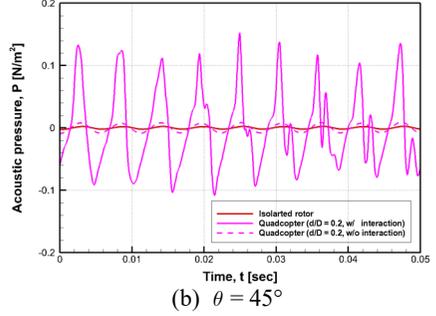


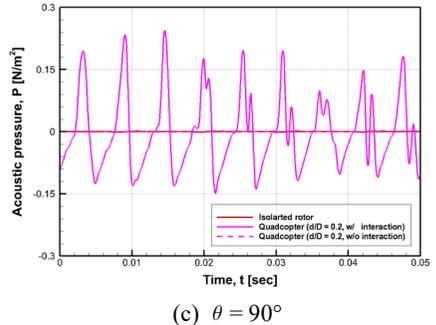
Fig. 6 Noise directivity of quadcopter with separation distance of 0.2 D



(a) $\theta = 0^\circ$



(b) $\theta = 45^\circ$



(c) $\theta = 90^\circ$

Fig. 7 Acoustic pressure of quadcopter with separation distance of 0.2 D

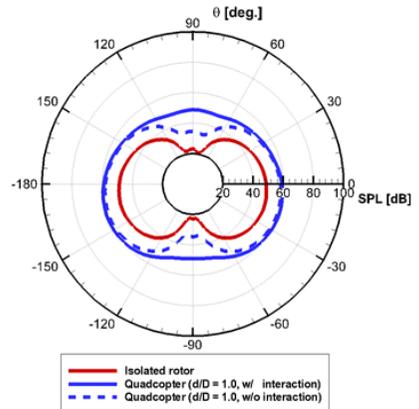


Fig. 8 Noise directivity of quadcopter with separation distance of 1.0 D

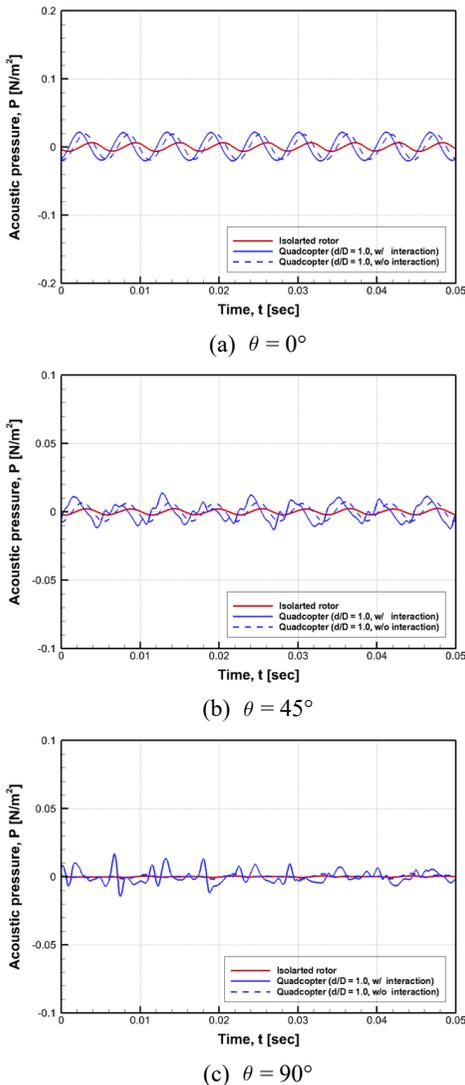


Fig. 9 Acoustic pressure of quadcopter with separation distance of 1.0 D

해 단일로터에서는 관찰할 수 없었던 주기적인 하중 변화가 발생하였고 이러한 로터의 비정상 공력하중으로 인해 소음이 크게 증가하였다.

로터 사이의 거리가 멀어지게 되면 로터 간의 간섭 효과가 상대적으로 감소하게 된다. Fig. 8은 쿼드콥터 형상에서 로터 사이의 거리를 인위적으로 5배만큼 늘린 후 소음 해석을 수행하였다. 로터 간의 거리가 멀어짐에 따라 간섭현상으로 인해 유발되던 비정상 공력하중이 크게 감소하는 것을 Fig. 5를 통해서도 확인할 수 있었다. 따라서 쿼드콥터 소음 해석결과가 단

일로터 해석결과를 소음원으로 이용한 쿼드콥터 소음 해석결과와 유사해졌다. 물론 로터 간의 거리가 멀어지더라도 약간의 간섭현상은 여전히 존재하여 회전평면의 수직된 방향으로의 비정상 하중에 의한 소음이 관찰되지만 그 크기는 로터 간의 거리가 가까운 ($d/D = 0.2$) 경우에 비해 매우 작아졌음을 확인할 수 있었다.

5. 결 론

이 연구에서는 멀티콥터형 소형무인기에서 발생하는 로터 간섭효과가 비행체의 추력성능과 소음 방사특성에 미치는 영향을 수치 해석적으로 면밀히 분석하였다.

멀티콥터에서 로터 간섭효과가 발생하게 되면 제자리 비행 조건임에도 불구하고 단일로터 대비 평균 추력이 감소하고 심한 추력 진동이 발생한다. 로터 블레이드에서 발생하는 공력 소음은 회전운동에 의해 작용하는 하중변화로 발생함에 따라 멀티콥터에서는 간섭효과로 발생한 비정상 하중 성분에 의해 소음이 크게 증가하였다. 특히 로터 간섭효과가 없는 경우와 비교하였을 때 회전평면 기준으로 수직된 방향에서 시간에 따른 음압과 소음레벨의 큰 차이가 발생하였다. 또한 로터 간섭효과가 비행체 공력성능과 소음 방사 특성에 미치는 영향을 로터 사이의 거리를 인위적으로 조절함으로써 완화시킬 수 있음을 확인하였다. 따라서 로터 간의 거리에 따른 소음 특성 변화는 저소음 무인비행체 설계 연구에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

이 연구에서는 무인비행체의 동체 형상을 제외하고 로터 블레이드만 고려한 수치해석을 진행하였다. 동체 형상이 포함된다면 로터-로터뿐만 아니라 후류-동체간의 간섭 현상이 발생하여 공력 소음에 직접적인 영향을 줄 것으로 예상된다. 따라서 향후 연구에서는 동체의 영향을 고찰하고자 한다.

후 기

이 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다.

References

- (1) Zhou, W., Ning, Z., Li, H. and Hu, H., 2017, An Experimental Investigation on Rotor-to-rotor Interactions of Small UAV, Proceedings of 35th AIAA Applied Aerodynamic Conference, Denver, Colorado.
- (2) Shukla, D. and Komerath, N., 2018, Drone Scale Coaxial Rotor Aerodynamic Interactions Investigation, Journal of Fluids Engineering, Vol. 141, No. 7, p. 071106.
- (3) Intaratep, N., Alexander, W. N., Devenport, W. J., Grace, S. M. and Dropkin, A., 2016, Experimental Study of Quadcopter Acoustics and Performance at Static Thrust Conditions, Proceedings of 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conferences, Lyon, France.
- (4) Zawodny, N. S., Boyd Jr, D. D. and Burley, C. L., 2016, Acoustic Characterization and Prediction of Representative, Small-scale Rotary-wing Unmanned Aircraft System Components, Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum, pp. 1~15.
- (5) Lee, H. and Lee, D. J., 2018, Computational Study of Wake Interaction in Quadcopter Unmanned Aerial Vehicle, Proceedings of 7th Asian/Australian Rotorcraft Forum, pp. 1~8.
- (6) Lee, H. and Lee, D. J., 2019, Numerical Investigation of the Aerodynamics and Wake Structures of Horizontal Axis Wind Turbines by Using Nonlinear Vortex Lattice Method, Renewable Energy, Vol. 132, pp. 1121~1133.
- (7) Lee, H. and Lee, D. J., 2019, Wake Impact on

Aerodynamic Characteristics of Horizontal Axis Wind Turbine under Yawed Flow Conditions, Renewable Energy, Vol. 136, pp. 383~392.

- (8) Chung, K., Hwang, C. and Lee, D. J., 2006, Helicopter BVI Noise Prediction Using Acoustic Analogy and High Resolution Airloads of Time Marching Free Wake Method, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 3, pp. 291~297.



Hakjin Lee received his Ph.D. degree in the Department of Aerospace Engineering in Korea Advance Institute of Science and Technology. He is currently a post doctoral researcher at Mechanical Engineering Research Institute in KAIST. His research interests include wind turbine aerodynamics, wind turbine aeroacoustics and design optimization.



Duck-Joo Lee received his Ph.D. degree in the Department of Aero & Astronautics in Stanford University. He is currently a professor at the Department of Aerospace Engineering in KAIST. His research interests are rotor aerodynamics, rotor noise, jet noise, computational aeroacoustics(CAA) and aeroacoustics analysis.