



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 54(1), 1-14(2026)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2026.54.1.1>

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

회전익기 소음 예측을 위한 공력-소음 연계 해석자 개발

손상민¹, 송찬호², 이사랑³, 손혁진⁴, 명노신⁵, 박재상⁶, 이학진⁷

Development of the Aero-Acoustic Analysis Code for Predicting Rotorcraft Noise

Sang Min Son¹, Chan-Ho Song², Sa-Lang Lee³, Hyeok-Jin Son⁴, Rho Shin Myong⁵,

Jae-Sang Park⁶ and Hakjin Lee⁷

School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea^{1-3,5,7}

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea^{4,6}

ABSTRACT

Tiltrotor aircraft are emerging as a next-generation rotorcraft configuration capable of combining vertical takeoff and landing (VTOL) capability with high-speed cruise performance. During flight mode transition, the rotors undergo tilt motion, which induces unsteady aerodynamic phenomena that significantly affect not only the flight performance but also the acoustic radiation characteristics of the aircraft. In particular, complex aerodynamic interactions such as rotor-rotor, rotor-fuselage, and rotor-wing interference occur during the mode transition, and accurate prediction of these effects requires the aeroacoustic analysis framework that incorporates detailed rotor geometry modeling and wake resolution. In this study, a mid-fidelity aeroacoustic simulation framework was developed by coupling a panel method-based aerodynamic solver, a vortex particle method for wake modeling, and the Farassat 1A formulation for noise prediction. The proposed framework was validated against experimental data for the HART II rotor and the XV-15 tiltrotor. The framework was applied to predict the noise levels of a full-configuration XV-15 tiltrotor model under various tilt angles. In particular, phase interference effects depending on the observer location were evaluated to examine the impact of destructive and constructive interference on the overall sound pressure level.

초 록

틸트로터 항공기는 수직이착륙 능력과 고속 순항 성능을 동시에 구현할 수 있는 차세대 회전익기로서 주목받고 있다. 틸트로터 항공기는 로터가 비행 모드 전환 과정에서 틸트를 수행하게 되며, 이때 발생하는 비정상 공력 현상은 기체의 비행 성능뿐만 아니라 소음 방사 특성에도 큰 영향을 미친다. 특히 틸트 과정에서는 로터-로터, 로터-동체, 로터-날개 간의 복합적인 공력 간섭 현상이 발생하며, 이를 고려하기 위해서는 정교한 로터 형상 모델링과 후류 해석이 가능한 공력-소음 연계 해석 기법이 요구된다. 본 연구에서는 패널법 기반의 공력 해석, 와류 입자 기법(Vortex Particle Method)을 활용한 후류 해석, 그리고 Farassat 1A 음향상사법을 연계한 중충실도 공력-소음 해석 프레임워크를 구축하였다. 제안된 해석자는 HART II 로터 및 XV-15 틸트로터에 대한 실험 데이터를 바탕으로 검증되었으며, 이후 XV-15 틸트로터 전기체 모델의 틸트 각도 변화에 따른 소음 방사 경향성을 면밀히 분석하였다. 특히, 수음자의 위치에 따라 발생하는 위상 간섭 효과를 고려하여 상쇄 및 보강 간섭이 전체 음압 수준에 미치는 영향을 정량적으로 고찰하였다.

+ Received : March 5, 2025 Revised : September 24, 2025 Accepted : September 24, 2025

^{1,2,4} Graduate student, ³ Researcher, ^{5,6} Professor, ⁷ Associate Professor

⁷ Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID : 0000-0002-4459-9858

© 2026 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Tiltrotor(틸트로터), Source-Doublet Panel Method(패널법), Ffowcs Williams-Hawkings Acoustic Analogy(Ffowcs Williams-Hawkings 음향 상사법), Aero-Acoustic Analysis(공력-소음 해석자), Rotorcraft Noise(회전익기 소음)

1. 서 론

최근 단일 로터(Single Main Rotor, SMR) 형태 헬리콥터의 단점을 보완하고자 다양한 추진시스템 기반의 수직 이착륙기가 개발되고 있다[1]. 특히 동축반전로터 및 틸트로터 형태의 항공기는 현대의 민간, 군용 헬리콥터를 대체하기 위한 차세대 회전익기로 대표되고 있다. 미국의 차세대 장거리 공격형 헬리콥터(Future Long Range Assault Aircraft, FLRAA) 프로그램에 Bell의 틸트로터 V-280과 Sikorsky의 동축반전로터 SBX1 Defiant가 경쟁함에 따라 최근 두 추진시스템 기반 항공기에 대한 관심이 더욱 높아졌다[2]. 이 중, 틸트로터 항공기는 로터가 틸팅됨에 따라 기존 Conventional 헬리콥터 대비 긴 항속거리와 빠른 항속속도의 비행이 가능하다는 장점을 기반으로 현재 다양한 국가 및 기업에서 관련 연구가 수행되고 있다. 하지만 로터의 회전축이 직접적으로 회전하는 천이비행 구간에서의 항공기 불안정성 및 소음 관련 문제는 틸트로터의 고질적인 문제점으로 보고되고 있다[3]. 천이영역 비행 시의 급격한 로터 블레이드 유효 받음각 변화는 항공기의 비선형적인 공력 특성을 야기하며, 이 때 발생하는 복잡한 후류 구조는 로터 후방의 동체와 상호간섭을 유발한다[4]. 이와 같은 후류 간섭 현상(Wake Interaction)은 비정상 하중과 고조파의 Tonal Noise 발생의 원인으로 작용할 가능성이 높다[5]. 또한 틸트각도가 변경되는 시점은 대부분 항공기 이착륙 전, 후인 저고도 운항 시므로, 틸트로터 추진 시스템 기반 군용 항공기의 생존성 및 민간용 항공기의 대중수용성을 고려하였을 때 천이영역에서의 항공기에서 방사되는 소음 분석은 필수적이다.

따라서 틸트로터 항공기 공력 및 소음 해석 관련 연구가 지속적으로 수행되고 있다. Zanotti 등[6]은 와류법 기반 회전익기 공력 프로그램인 DUST를 이용하여 XV-15 항공기의 비행조건에 따른 공력 및 유동장 분석을 수행하였다. Gates[7]는 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 이용하여 XV-15 단일 틸트로터의 헬리콥터 모드에서 공력 하중에 대한 전산해석을 수행하였다. Lim 등[8] 또한 CFD 상용 프로그램인 HELIOS와 RCAS를 활용하여 XV-15의 전진 비행 모드에서 로터와 동체 간 상호작용으로 발생하는 비정상 공력 및 구조 하중에 대한 분석을 수행하였다. McCluer 등[9]은 Full-span Tiltrotor Aeroacoustic Model (FS TRAM)을 이용한 풍동시험을 통해 틸트로터 모델의 공력 데이터베이

를 구축하였다. Johnson 등[10]은 TRAM 모델의 단일 로터(Isolated Rotor)를 이용하여 전진비에 따른 BVI (Blade Vortex Interaction) 소음 방사 경향에 대한 분석을 수행하였으며, Sheltis 등[11]은 Tiltrotor Test Rig (TTR)에 Bell 699 로터를 설치하여 로터 Shaft Tilt Angle에 따른 음압 및 소음 수준 변화에 따른 고찰을 수행하였다. Jinchao 등[12]은 자유 후류 기법을 통해 XV-15 항공기의 Rotor Phase Difference (RPD)에 따른 Near Field 소음을 분석하였으며, Bao 등[13]은 틸트로터 항공기의 제자리 비행 시 로터-동체 간 상호작용이 소음 방사에 미치는 영향에 대한 전산해석을 수행하였다.

이처럼 틸트로터를 포함한 회전익기의 공력 및 소음 특성에 대한 분석을 위해 다수의 선행 연구가 수행되었으며, 이 중 대다수는 회전익기의 정확한 비행 특성을 예측하기 위해 다학제 간의 해석의 필요성을 강조하였다. 회전익기는 비행 시 로터가 회전함에 따라 복잡한 유동 특성이 발생한다. 또한, 로터 블레이드에서 발생하는 진동 및 구조적 변형은 항공기의 성능 및 비행 안정성 저하를 야기한다. 특히 동축반전로터, 틸트로터 등 다양한 추진시스템을 기반으로 한 차세대 회전익기는 다중 로터 시스템, 동체, 날개 간 복잡한 상호작용으로 발생하는 비정상 하중소음 및 광대역 소음에 대한 예측을 위해 보다 정교한 공력 및 소음 해석이 요구된다. 현재 대표적으로 사용되는 회전익기 통합해석 프로그램으로는 CAMRAD II[14], RCAS[15], DYMORE[16], CHARM[17] 등이 있으며, 소음 해석 코드로는 NASA의 ANOPP2[18], ONERA의 PARIS[19, 20], Penn State University의 PSU-WOPWOP[21] 등이 존재한다. 하지만 대부분의 통합해석 코드의 경우 공력 하중 해석 및 후류 모델링을 위해 양력선 이론과 자유 후류 기법과 같은 저충실도의 해석기법을 이용하고 있다. 이는 로터 블레이드 및 후류 형상을 단순화하여 모델링하기 때문에 회전익기에서 발생하는 복잡한 공력간섭 현상과 이를 반영한 소음 해석에 한계가 존재한다. 패널법 기반 중충실도 회전익기 통합 해석 프로그램인 DUST를 이용한 사례도 존재하였지만, 로터 공력 예측 시 와류 격자법(Vortex Lattice Method, VLM)을 이용한 2차원 해석을 수행하였다[22]. 또한, Pullin et al.[23], Nitzsche et al.[24]과 같이 패널법과 Farassat-1A 음향상사식을 연계한 선행 연구의 경우 단일 로터 모델을 이용한 해석자 검증만을 수행하였으며, 본 연구와 같이 멀티 로터 기반, 혹은 전기제 회전

익기에서 방사되는 소음에 대한 적용 연구는 수행되지 않았다.

본 연구에서는 회전익기의 통합해석 프로그램 개발에 대한 선행 연구로서, 패널법(Panel Method)과 비정상 와류 입자법(Unsteady Vortex Particle Method), Ffowcs Williams-Hawkings 방정식 기반 음향상사법을 사용하여 회전익기 공력-소음 연계 해석자를 개발하였다. 개발한 연계 해석자의 검증에 위해 HART II (Higher-harmonic Aeroacoustic Rotor Test) 로터 및 XV-15 틸트로터의 전진 비행 조건 공력 및 소음 해석을 수행하였고, 실험 결과 및 선행 연구와 비교 검증하였다. 이후, XV-15 틸트로터 항공기의 전기체 형상을 이용하여 천이비행 시의 소음 방사 특성을 분석하였다. 15° 간격의 4가지 틸트각도 케이스에 대한 소음 분석을 통해 틸트각도에 따라 항공기에서 방사되는 소음의 특성을 고찰하였다. 소음 해석 시, 항공기의 틸트각도에 따른 공력 하중 및 후류 특성을 분석한 선행 연구[25]의 공력 데이터베이스를 소음 원으로써 사용하였다. 이를 통해 로터 후류와 동체 및 날개 간의 상호작용이 반영된 비정상 하중에 의해 발생하는 공력 소음을 예측하였다.

II. 본 론

2.1 전산해석기법

2.1.1 Source-Doublet 패널법

로터 블레이드에서 발생하는 소음을 예측하기 위해서는 소음원으로 공력 하중 및 블레이드의 형상 정보가 요구된다. 따라서, 본 연구에서는 와류법 기반 회전익기 공력해석 In-house 코드인 VALOR(Vortex-based Aerodynamics simuLation cOde for Rotorcraft)를 이용하여 소음원을 구성하였다. VALOR는 로터 블레이드, 동체, 지면 모델링 및 공력해석을 위한 Source-Doublet 패널법과, 로터에서 발생하는 후류를 모델링하기 위한 비정상 와류 입자법이 결합된 회전익기 공력해석자이다[26, 27]. 로터 블레이드에서 발생하는 공력 하중은 하중소음 예측을 위한 소음원, 패널로 구성된 로터 블레이드 형상은 두께소음 예측을 위한 소음원으로 사용하였다.

패널법은 3차원 로터 블레이드 및 항공기 표면을 Source, Doublet 패널 요소로 이산화하여 항공기에서 발생하는 공력 하중 해석을 수행하는 기법이다. 본 연구에서는 로터 블레이드를 반경 방향과 시위 방향으로 직사각형의 패널 요소로 표면 이산화를 수행하였으며, 동체는 삼각형의 패널을 통해 구성하였다. 따라서 와류 격자법(Vortex Lattice Method)과 달리 두께 효과를 반영한 공력 해석과, 항공기 표면의 압력 분포를 계산할 수 있

다. Potential 유동을 가정하여 공력 하중 해석을 수행하는 패널법은 유동장의 속도 성분 계산을 위해 Laplace Equation을 지배방정식으로 사용한다. 이때, 지배방정식을 만족하는 속도 포텐셜 성분의 일반해는 Perturbation 포텐셜 및 자유류의 포텐셜로 표현할 수 있으며, 유동 내 물체의 움직임에 의한 Perturbation 포텐셜은 표면의 Source(σ)와 Doublet(μ)의 강도를 통해 정의할 수 있다. 이를 이용하여 표면 내 임의의 좌표(x, y, z)에서의 전체 포텐셜은 식 (1)과 같이 표현할 수 있다. 이후 내부 Singularity가 존재하지 않을 때, 내부 포텐셜의 합은 일정하다고 정의하는 Dirichlet 경계조건을 이용하여 식 (2)와 같이 정리할 수 있다.

$$\phi^*(x, y, z) = -\frac{1}{4\pi} \oint_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \oint_{S_W} \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} dS + \phi_\infty \quad (1)$$

$$-\frac{1}{4\pi} \oint_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \oint_{S_W} \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (2)$$

식 (2)의 수치적 해를 계산하기 위해 표면 패널 요소의 Source, Doublet 강도는 일정하게 가정한다. Source 패널 강도는 식 (3)의 Zero Normal Flow Condition에 의해 계산할 수 있다. 또한, 식 (4)와 같이 항공기 형상에 따라 정의되는 영향계수를 도입하여 각 패널의 Collocation Point에서 선형 대수 방정식 통해 Doublet의 강도를 계산한다.

$$\frac{\partial \phi^*}{\partial n} = 0 \quad (3)$$

$$\sum_{k=1}^N A_{ik} \mu_k + \sum_{j=1}^{M_W} C_{ij} \mu_{W,j} + \sum_{k=1}^N B_{ik} \sigma_k = 0 \quad (4)$$

이를 통해 도출한 각 패널 요소의 Source, Doublet 강도를 이용하여 로터 및 항공기 동체 표면에 작용하는 속도 성분을 정의할 수 있으며, 이는 식 (5)와 같다. 또한, 회전익기의 공력 해석 시 로터 블레이드가 회전함에 따라 발생하는 비정상 유동 효과를 고려해야 하므로, 식 (6)의 Kinematic Velocity를 적용하여 Time Dependent 경계조건을 정의한다. Kinematic Velocity는 로터 블레이드의 회전 속도, Feathering과 같은 로터 블레이드의 상대적인 운동에 의한 속도, 자유류 속도의 수직 성분의 합으로 정의한다.

$$\mathbf{V}_l = -\frac{\partial \mu}{\partial l}, \mathbf{V}_m = -\frac{\partial \mu}{\partial m}, \mathbf{V}_n = -\sigma \quad (5)$$

$$\mathbf{v} = -(\mathbf{v}_0 + \mathbf{v}_r + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) \quad (6)$$

각 패널 요소의 Collocation Point에서 정의된 속도 성분 및 식 (7)의 비정상 베르누이 방정식을 이용하여 공력 하중 성분을 계산한다. 또한 블레이드의 단면 유동정보를 바탕으로 에어포일 테이블 룩업(Airfoil Table Look-up)을 통해 점성효과에 의한 유해항력을 고려하였으며, 유동의 마하수 0.3 이상 조건에서는 Prandtl-Glauert 압축성 보정 계수를 이용하여 압축성 효과를 반영하였다.

$$C_{p,0} = 1 - \frac{|\mathbf{V}_{all}|^2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} - \frac{2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} \frac{\delta\phi}{\delta t} \quad (7)$$

2.1.2 비정상 와류 입자법

회전익기는 로터 후류의 영향으로 발생한 복잡한 유동 특성이 비행체의 성능과 안정성에 지배적인 영향을 미치는 것이 특징이다. 특히 다수의 로터 시스템을 이용한 차세대 회전익기에서는 로터-로터, 로터-동체, 로터-날개 간의 공기역학적 상호작용이 더욱 복잡하게 발생하고, 이는 비정상 하중소음 및 광대역 소음의 대표적인 원인으로 작용한다. 따라서, 비행 시 발생하는 후류 특성을 정확히 예측하는 것은 회전익기의 공력 성능 및 소음 수준을 예측함에 있어 중요하다. 따라서 본 연구에서는 비정상 와류 입자법을 이용하여 로터 블레이드 및 전기체 항공기에서 발생하는 후류의 거동을 모사하였다.

비정상 와류 입자법은 라그랑지안 와류 입자(Lagrangian Vortex Particle)를 이용하여 로터에서 발생하는 후류의 거동을 예측하는 기법이다. Vortex Filament를 이용하여 후류의 궤적을 예측하는 자유 후류 기법과 달리, 외재적 시간 전진(Explicit Time Marching) 과정에서 와류 입자가 독립적으로 전파된다[28]. 따라서, 후류와 항공기 간의 상호간섭에 의한 비정상적인 후류 거동을 예측 가능하다는 특징이 존재한다[29]. 이러한 특징을 기반으로, 단일 로터 및 틸트로터 항공기의 전진 비행 시 발생하는 복잡한 후류의 거동을 모사하였으며, 후류와 항공기 간 상호간섭 현상이 소음 방사에 미치는 영향을 고찰하였다.

와류 입자의 강도는 로터 블레이드의 뒷전(Trailing Edge)에서 Kutta 조건에 의해 정의된다. 또한 매 시간 간격마다 와류 입자 위치의 업데이트를 위해 Biot-Savart 규칙을 사용하여 입자 간 유도 속도를 계산하였다. 이는 식 (8)과 같이 표현할 수 있으며, K_σ 는 정규화된 Biot-Savart Kernel을 의미하며, \mathbf{x} 는 와류 입자의 위치, α_j 는 입자의 강도를 의미한다.

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}_i, t) = \sum_{j=1}^N K_\sigma(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j) \times \alpha_j \quad (8)$$

2.1.3 Ffowcs Williams-Hawkings 음향상사법

본 연구에서는 앞서 언급한 패널법과 비정상 와류 입자법을 통해 로터 블레이드의 비정상 공력 하중을 도출하고, 이를 소음원으로써 적용하였다. 또한, 동체 및 날개에서 발생하는 공력 소음의 경우 그 기여도가 비교적 작아서 소음원에서 제외하였다[30, 31]. Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식의 해인 Farassat 1A 식 기반의 음향상사법을 이용하여 소음을 예측하였다. 식 (9)의 FW-H 방정식은 임의의 유동장 내 회전하는 로터에서 발생하는 소음원을 정의하는 방정식으로, 난류 섭동에 의한 사중극자(Quadrupole) 소음원, 로터 블레이드 표면의 압력 섭동에 의한 쌍극자(Dipole) 소음원, 체적 변화에 의한 단극자(Monopole) 소음원으로 구성된다. 그중 사중극자 소음 해석에서는 유동장에 대한 체적 적분이 필요하므로 많은 계산 비용이 요구된다. 하지만 충격파가 발생하지 않는 일반적인 로터 블레이드 운용조건에서는 단극자 및 쌍극자 소음원에 비해 사중극자 소음원의 영향이 미비하므로, 본 연구에서는 비투과면 기법을 적용하여 로터 블레이드의 난류성 소음은 고려하지 않았다[32]. Farassat 1A 식을 기반으로 하중소음 및 두께소음을 계산하는 과정은 식 (10), (11)과 같다.

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

여기서 $p'_L(\mathbf{x}, t)$, $p'_T(\mathbf{x}, t)$ 는 임의의 소음원 위치에서의 하중소음 및 두께소음을 의미하며, a_0 은 음속, ρ_0 는 기체의 밀도, M_r 은 회전 방향으로의 마하수를 나타낸다.

$$p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_M}{r^2|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r(r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (10)$$

$$p'_T(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n(r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (11)$$

실제 소음원 발생 시간과 수음자 위치에 음파가 실제로 도달하는 시간의 차이를 고려하고자, 식 (12)의 지연 시간(Retarded Time)을 도입하였다. 이를 통해 본 연계 해석자에서는 소음원 기준에서 음압을 재구성하는 Source-time Dominant 알고리즘을 적용하였다.

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} = t - \frac{|x - y|}{a_0} \quad (12)$$

2.2 전산해석기법 검증

2.2.1 HART II 로터 블레이드 모델

본 연구에서 개발한 공력소음 연계 해석자에 대한 검증을 위해, HART II 로터와 XV-15 틸트로터를 이용하여 공력 및 소음 검증을 수행하였다. HART II는 1994년 수행된 HART I의 후속 연구로, NASA Langley, DLR, ONERA, German-Dutch Wind Tunnel (DNW)가 수행한 국제 공동연구이다[33]. HART II 실험에서 사용된 로터는 BO-105 로터의 40% 스케일된 형상이며 패널법을 통해 모델링한 HART II 로터의 형상은 Fig. 1과 같다. 구체적인 로터 블레이드의 제원과 해석조건은 Table 1과 Table 2를 통하여 정리하였으며, 풍동시험의 간섭현상에 대한 보정을 적용하여 로터의 Shaft Tilt Angle 4.5°를 적용하였다. 또한 HHC 입력이 없는 Baseline 실험 조건에서의 전산해석을 위해, 패널법 기반 공력해석자를 이용한 트림 해석을 수행하였다. 풍동시험에서는 로터 추력 3,300 N, Rolling 모멘트 20 Nm, Pitching 모멘트 -20 Nm의 조건을 적용하였지만, 본 연구에서는 선행연구 사례[34, 35]를 참고하여 Rolling, Pitching 모멘트의 목표값을 각각 0 Nm으로 설정하고 트림해석을 수행하였다. 트림 해석 결과는 Table 3과 같다. 실험에 적용된 Pitch Angle과 비교하였을 때, Cyclic Pitch Angle은 유사한 경향을 도출한 반면, Collective Pitch Angle이 다소 과소예측된 것을 확인할 수 있었다. 이는 블레이드의 구조적 변형을 고려하지 않아 회전 시 발생하는 비틀림과 받음각 변화를 반영하지 못한 점이

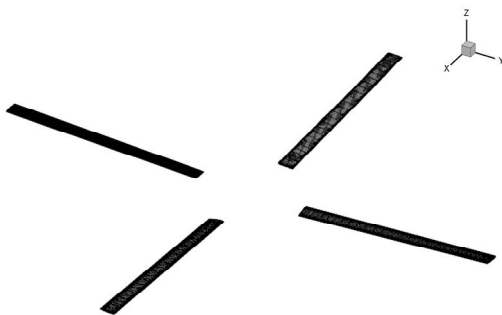


Fig. 1. HART II rotor blade modeled by source-doublet panels

Table 1. HART II rotor properties

Property	Value
Number of blade [-]	4
Rotor radius [m]	2
Chord length [m]	0.121
Solidity [-]	0.077
Airfoil [-]	NACA 23012
Twist angle [°]	-8

Table 2. Validation conditions for HART II rotor

Property	Value
Rotation speed [rpm]	1041
Rotor shaft angle of attack [°]	4.5
Advance ratio [-]	0.151
Rotor thrust [N]	3300
Rolling moment [Nm]	0
Pitching moment [Nm]	0
Number of grid (Chordwise/Spanwise) [-]	39 / 36
Time step [°]	3
Total revolution [-]	10

Table 3. Trim solution of HART II rotor

	Experiment	Panel method (Present)
Collective pitch	3.8	2.8
Longitudinal cyclic pitch	-1.34	-1.26
Lateral cyclic pitch	1.92	2.06

원인으로 판단된다[36]. 반면 Cyclic Pitch Angle은 실험 조건과 유사한 값이 도출된 것을 확인할 수 있었으며, 이를 해석 조건으로 사용하여 공력 및 소음 해석을 수행하였다. 시간 간격 3°, 총 10회전의 공력해석 후, 마지막 3회전 시의 평균 공력값을 사용하여 실험값 및 타 전산해석 결과와 비교 검증을 진행하였다. 소음 해석 시에는 마지막 1회전 동안의 공력 데이터를 하중 소음원으로써 사용하였다.

패널법 기반 공력 해석자를 이용하여 $r/R=0.87$ 지점에서의 단면 수직력 하중을 해석한 결과는 Fig. 2와 같다. 또한, 실험 결과 및 Zhongqi 등이 수행한 선행 연구 결과와의 비교를 통해 개발한 공력 해석자의 검증을 수행하였다[33, 37]. 방위각에 따른 전반적인 공력 하중의 경향성이 유사한 것을 확인할 수 있었지만, 방위각 300° 지점에서 수직력의 과도한 Fluctuation이 발생하였다. 이는 실험 환경과 달리 로터의 허브 및 동체에 대한 모델

링을 반영하지 않아 해당 물체와 후류 입자 간 상호작용을 고려하지 못한 것이 원인으로 판단된다. 따라서 후류의 궤적이 실험과 다소 차이가 발생하였고, 이는 과대 예측된 BVI 현상의 주된 원인으로 작용하였다. 회전익 항공기의 BVI 소음 예측 시, BVI 소음원의 물리적 현상은 로터 블레이드의 단면 수직력 변화율을 통해 수치적 분석을 진행하는 것이 일반적이다[38]. Fig. 3은 HART II 로터 블레이드의 단면 수직력 변화량을 실험 결과와 비교 검증하였다. 앞선 단면 수직력 분포와 같이 방위각 300° 지점에서 과대예측된 BVI 현상으로 인해, 단면 하중 변화량의 진폭이 크게 발생하였다. 하지만 실험 결과와 비교하였을 때, 전진면과 후퇴면에서의 BVI 발생 지점을 포함한 전반적인 단면 하중 분포의 경향성이 유사하게 예측된 것을 확인하였다. 이후, 로터 끝단 와류 궤적 예측을 통해 후류 모델링 기법에 대한 추가적인 검증을 수행하였다. Fig. 4는 블레이드 방위각 20°와 70° 지점의 XZ 평면 기준 끝단 와류의 발생 지점을 예측한 결과이다. $y/R = -0.7$, $y/R = 0.7$ 위치의 끝단 와류를 실험 값 및 CFD 예측 결과와 비교하였으며, 전반적인 영역에서 유사한 경향성을 확인하였다[33, 39]. 다만 후퇴면 후방 영역에서는 다소 오차가 발생하였는데, 이는 로터 허브 및 동체의 부재가 원인으로 판단된다.

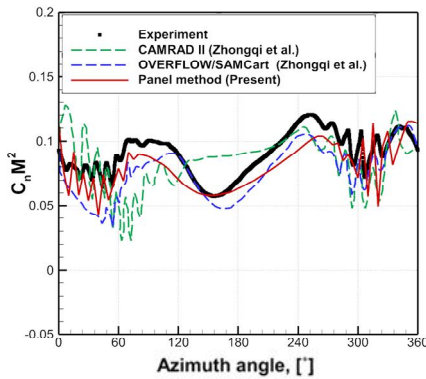


Fig. 2. Comparison of sectional normal force at $r/R=0.87$ [33, 34]

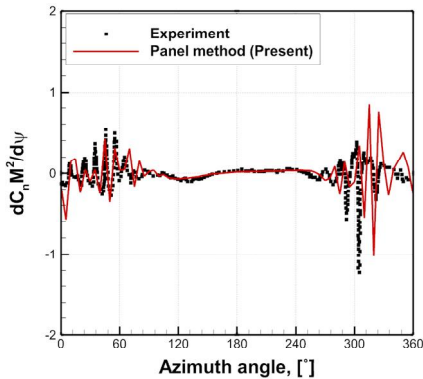
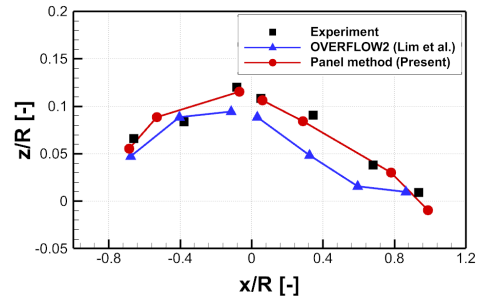
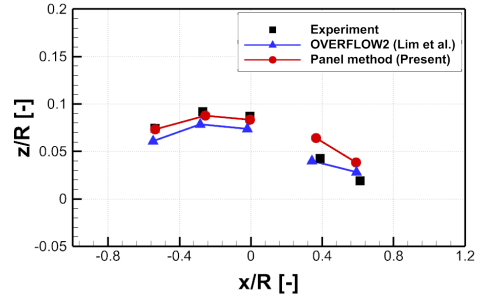


Fig. 3. Comparison of gradient of sectional normal force at $r/R=0.87$ [33]



(a) Advancing side



(b) Retreating side

Fig. 4. Comparison of tip vortex position on XZ plane of HART II [33, 39]

소음 해석 모델의 해석 정확도를 검증하기 위해, HART II 로터의 저속 하강 비행 시 소음 수준 해석을 수행하였다. Fig. 5는 HART II 로터의 소음 예측을 위해 정의한 수음 위치이다. 해당 실험의 경우, 로터 허브 위치(0,0,0) 기준 2.215 m 아래 11개의 마이크를 설치하였으며, 로터 전진면 부근의 11번 마이크 위치(0.108, 1.81, -2.215)와 후퇴면 부근의 4번 마이크 위치(2, -1.344, -2.215)에서 시계열 형태의 소음압을 측정하였다[40]. 음압 해석 결과, 각 수음 위치에서의 음압 신호가 BVI 현상으로 인해 4/rev의 진동이 발생하는 것을 확인하였다. 각 수음 위치에서 Peak-to-Peak의 세기를 포함하여 전반적인 신호의 경향이 실험 결과와 유사하였지만, 후퇴면의 경우 소음 신호의 위상차가 발생하였다. 이는 앞선 단면 수직력 분포 예측 결과와 같이, 로터 후방의 BVI 현상 예측의 부정확성이 원인으로 판단된다[41, 42].

2.2.2 XV-15 로터 블레이드 모델

XV-15 틸트로터 항공기의 천이비행 시의 소음 특성을 분석하기 전, 해당 모델에 대한 소음 검증을 추가적으로 수행하였다. 앞서 수행하였던 연구에서 제자리 비행 시 표면 압력 분포 및 추력, 토크를 예측함으로써 공력 해석자에 대한 검증을 수행한 바 있다[43]. 또한 후류 모델에 대한 검증은 제자리 비행 시 Tip Vortex의 궤적 예측을 통해 수행하였다[25]. 따라서 본 연구에서는 XV-15 틸트로터를 이용한 소음 해석자에 대한 검증을 진행하였다. NASA Ames 80- by 120-Foot Wind

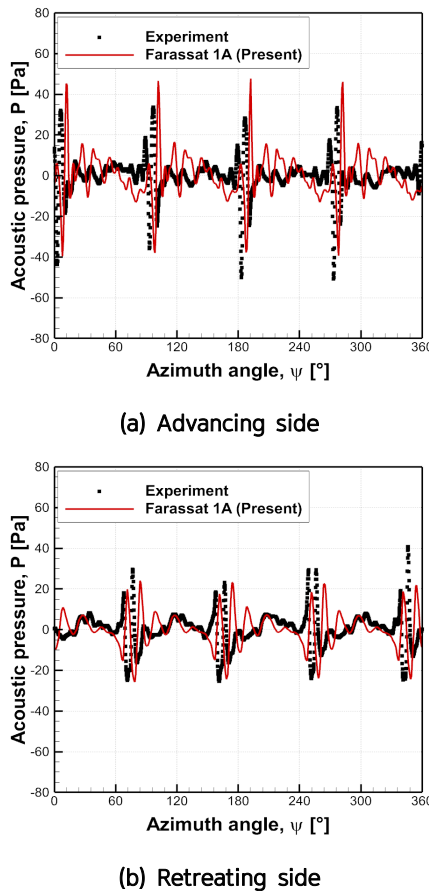


Fig. 5. Comparison of acoustic pressure of HART II rotor [33]

Tunnel에서 진행한 Full Scale XV-15 단일 로터의 전진 비행 조건 소음 측정 시험 결과를 바탕으로 BVI 소음 방사 지도에 대한 비교를 수행하였으며, 구체적인 해석 조건은 Table 4와 같다[44]. 로터로부터 1.8R 아래에 총 252개의 마이크를 배치하였으며, 10th~50th BPF (Blade Passing Frequency) 주파수 대역의 음압을 통해 소음 지도를 구성하였다. 예측한 소음 방사 결과는 Fig. 6의 (a)와 같다. 중앙에 위치한 원은 로터 디스크, 우측의 직사각형은 실험에서의 수음 위치를 나타낸다. 소음 예측 결과, 로터 전진면에 해당하는 방위각 90° 와 180° 사이에서 최대 117.3 dB의 BVI 소음이 발생한 것을 확인할 수 있었다. 이를 실험값과 비교 시, 전진면 부근의 방위각 135° 지점에서 최대 BVI 소음이 발생한 경향은 유사하였으나, 약 121 dB의 최대 BVI 소음이 발생한 것에 비해 약 3.8 dB 차이가 발생하였다. 이는 Ames Rotor Test Apparatus (RTA)와 같이 로터 설치를 위한 구조물이 존재하는 실험 환경과 달리, 단일 로터만을 고려하여 전산해석을 수행한 것이 원인으로 사료된다.

추가적으로, 회전익기 통합해석 SW인 CAMRAD II (version 5.0) 및 회전익기 소음 해석 SW인 CIISound [45]를 함께 사용하여 XV-15 단일 틸트로터의 BVI 소

음 해석 결과에 대한 비교를 수행하였다. XV-15 틸트로터의 CAMRAD II 모델은 참고문헌[46]을 이용하여 구축되었다. 해석의 효율성을 위하여 Simulated Gimbal[47]을 사용하였으며, 블레이드의 구조 동역학은 비선형 탄성보 요소를 이용하여 표현되었다. 비정상 공력 하중은 ONERA-EDLIN 모델과 Multiple-Trailer Wake Model with Consolidation을 사용하여 계산되었다. 더불어, 초기 비틀림각이 큰 틸트로터의 공기역학적 특성을 고려하여 Selig의 Stall Delay Model[48]을 적용하였다. 주어진 로터 추력($C_T/\sigma=0.075$)과 종방향 및 횡방향의 짐발 킬링 각 $\beta_{1c}=\beta_{1s}=0$)을 만족하도록 로터를 트림하였다. 이때, 로터 방위각 증분 $\Delta\psi=15^\circ$ 를 이용하였으며, 이후 얻어진 트림해를 이용하여 조밀한 방위각 증분($\Delta\psi=1.6^\circ$)을 사용하는 Post-Trim 기법을 적용하여 공력 하중을 재계산하였다. 얻어진 CAMRAD II 해석의 블레이드의 운동, 속도, 및 공력 하중의 결과와 FW-H 방정식 기반의 CIISound를 함께 이용하여 BVI소음 해석을 수행하였으며, 이때 로터 허브 아래 방향으로 1.8R에 위치한 수평면의 221개의 마이크로폰을 이용하여 음압을 계산하고 소음지도를 작성하였다.

CAMRAD II/CIISound를 이용한 소음지도 해석 결과는 Fig. 6의 (b)와 같다. 해석 결과는 그림의 우측 직사각형 영역과 같으며, 풍동시험[41]의 결과와 그 경향 및 최대 음압의 발생 위치가 유사하였다. 최대 음압의 경우 126.04 dB이 발생하였으며, 풍동 시험 대비 약 4dB 정도 크게 예측되었다. 본 연구의 해석 결과인 Fig. 5 (a)와 비교 시, 최대 BVI 소음이 발생하는 지점 및 전반적인 소음지도의 경향성이 유사한 것을 확인하였다. 하지만 최대 음압이 약 8 dB 차이가 발생하였으며, 전진 방향 기준 로터 후방의 BVI 소음 방사 경향이 상이하였다. 이는 두 해석 기법의 차이에 기인한 것으로 사료된다. CAMRAD II의 2차원 공력 해석과 다중 트레일러 기반 후류 모델을 적용한 반면, 본 연구는 패널법과 와류 입자법을 통해 하중 소음원을 도출하였다. 따라서 로터 전방 BVI 현상 예측 정도에 대한 차이가 발생하였고, 이는 BVI 소음의 최댓값 예측에서 정량적 차이를 유발하였다. 반면 로터 후방 영역 소음 방사 경향의 경우 로터 회전 시 발생한 후류가 후방으로 확산되는 지점으로, 각 모델 간 후류의 확산 궤적 예측 정확도의 차이가 원인으로 판단된다. 이 점을 제외한 전반적인 소음 방사 수준은 실험 결과와 유사함을 확인하였고, 이를 통해 개발한 공력-소음 연계 해석자의 적절성을 검증할 수 있었다.

2.3 XV-15 틸트로터 항공기 소음해석 결과

앞선 단일 로터 모델의 전진 비행 시 공력 및 소음 예측을 통해, 본 연구에서 개발한 공력-구조 연계 해석자의 해석 정확도를 검증할 수 있었다. 이후, 연계 해석자를 이용하여 틸트로터 항공기의 전이비행 시 발생하는

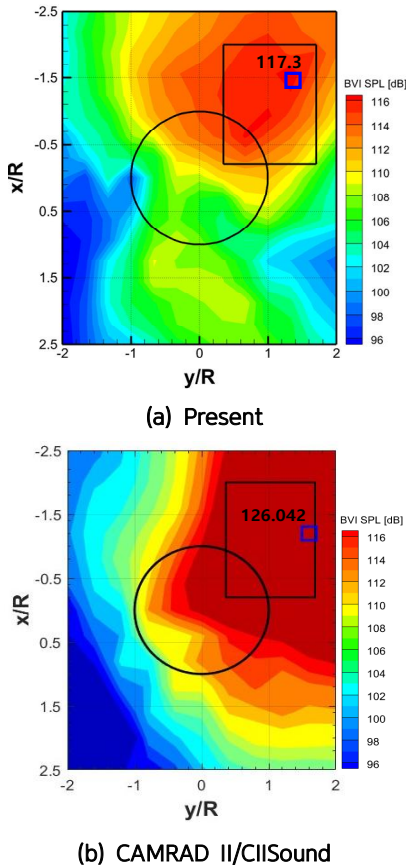


Fig. 6. Comparison of BVISPL noise map of XV-15 rotor

Table 4. Validation conditions for XV-15 rotor

Property	Value
Tip Mach number [-]	0.691
Advance ratio [-]	0.2
Tip path plane angle [°]	4
Rotor thrust coefficient, C_T/σ [-]	0.075
Rolling moment [Nm]	0
Pitching moment [Nm]	0
Number of grid (Chordwise/Spanwise) [-]	36 / 31
Time step [°]	3
Total revolution [-]	8

소음에 대한 분석을 진행하였다. 본 연구는 앞서 XV-15 항공기를 이용한 천이영역 비행 시의 공력 및 후류 분석을 진행하였던 연구의 후속 연구이다[25]. 선행 연구를 통해 틸트로터 항공기의 틸트각도에 따른 공력 하중의 변화와 불규칙한 후류 거동을 확인할 수 있었다. 틸트각도가 증가할수록 로터 추력의 세기가 증가하였으며, 전진면과 후퇴면 간 공력 분포의 비대칭성 또한 증가하였

다. 이 같은 공력 하중의 변화는 후류 거동에도 영향을 주었다. 전진 비행 모드에서 제자리 비행 모드로 가까워질수록 후류 구조 사이의 피치 거리는 감소하였고, 앞선 비대칭적인 공력 하중 분포는 나선형 후류 구조의 조기 붕괴를 유발하였다. 본 연구에서는 이같이 선행 연구를 통해 도출한 항공기의 천이비행 시 발생하는 공력 하중 데이터베이스를 소음원으로 사용하여, 틸트각도에 따른 항공기 소음 특성 변화를 분석하였다.

해석 모델인 XV-15 항공기의 형상은 Fig. 7과 같다. 로터 블레이드는 나셀 형상을 제외하고 반경 방향 31개, 시위 방향 36개의 사각형 패널 요소를 배치하여 이산화하였으며, 동체 및 주익은 총 8,106개의 삼각형 패널요소로 이산화하였다. 본 연구에서는 4가지 틸트각도(15°, 30°, 45°, 60°) 케이스에 대한 소음해석을 수행하였다. 여기서 틸트각도 0°는 항공기의 전진 비행 모드를 의미하며, 틸트각도 90°는 제자리 비행 모드를 의미한다. 또한 임무형상 및 틸트각도에 따라 변화하는 항공기의 비행 조건을 반영하기 위하여, Ferguson의 GTR 리포트 및 타 연구의 XV-15 항공기 비행 조건을 참고하여 전산해석 조건을 정의하였다[49, 50]. 항공기의 구체적인 제원 및 해석 조건에 대한 보다 자세한 내용은 선행 연구에서 확인할 수 있다[25]. Fig. 8과 같이 항공기로부터 38.2 m (10R) 아래 수음자를 배치하였으며, 항공기를 중심으로 전진 방향으로 30개, 주익 방향으로 20개의 총 600개의 수음자를 이용하여 틸트로터 항공기 소음을 예측하였다. 이를 통해, XV-15 틸트로터 항공기의 천이 비행 시 방사되는 소음의 주요 소음원을 탐색하고 전파 방향성에 대한 고찰을 진행하였다.

Figure 9는 15°, 30°, 45°, 60° 틸트각도 조건에서 소음자에 전달되는 Overall Sound Pressure Level (OASPL) 분포를 소음 방사 지도 형태로 비교하였다. 모든 틸트각도 케이스에서 항공기의 전방 및 하부 방향으로 소음이 크게 방사되는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 항공기 인근 수음 위치에서 높고 낮은 소음이 대칭적으로 예측되는 등 독특한 형태의 소음 방사가 이루

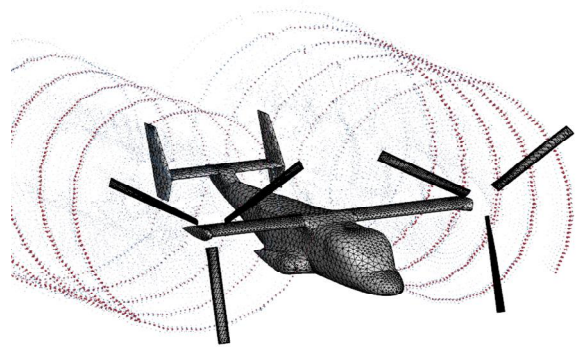


Fig. 7. Geometry of XV-15 tiltrotor aircraft modeled by source-doublet panels with vortex particles

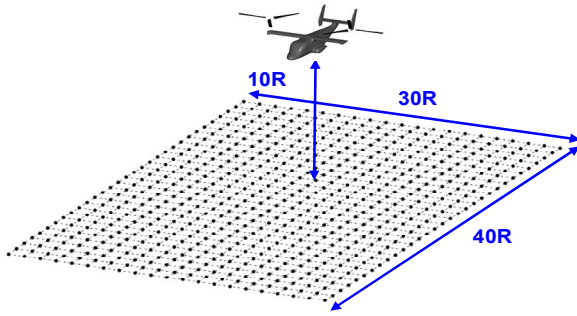


Fig. 8. Arrangement of microphone on the ground

어지는 것을 관측하였다. 틸트각도가 증가할수록 소음이 크게 방사되는 지점이 항공기의 전방으로 전진하는 현상이 관측되었으며, 소음의 세기 역시 증가하였다. 틸트각도 15°와 60° 케이스인 Fig. 9의 (a)와 (d)에서 가장 높은 소음이 관측된 지점에서는 약 4 dB의 차이가 발생하였다. 틸트 각도 증가에 따른 소음 증가의 원인을 분석하기 위해 각 틸트각도 조건에서 최대 음압이 관측되는 수음자 위치에서의 음압 시계열 데이터를 Fig. 10에서 비교하였다. 앞선 소음 방사 지도에서도 관찰하였듯이, 틸트각도가 증가할수록 전체 음압의 Amplitude가 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 앞선 연구에서 고찰하였듯, 틸트각도가 증가할수록 로터에 작용하는 공력의 세기와 비대칭성이 증가한 것이 원인으로 판단된다.

또한 틸트각도 15°와 30° 케이스의 경우, 타 조건에 비해 다소 진폭이 작은 진동이 추가적으로 발생하였다. 이는 분석하기 위해 전체 음압을 하중 소음과 두께 소음 성분으로 분리하였다. 두께 소음압 해석 결과인 Fig. 10 (c)에서 관측할 수 있듯, 비교적 낮은 틸트각도 케이스에서 세기가 큰 진폭의 두께소음이 발생하였다. 이는 앞

선 틸트각도 15°와 30° 케이스의 전체 소음압 해석 결과에서 발생한 미세한 진동의 원인인 것으로 판단된다. 항공기가 제자리 비행 모드에서 전진 비행 모드로 전환됨에 따라 로터가 틸트각도 0°와 가깝게 틸팅되고, 결과적으로 두께소음이 주로 전파되는 방향이 항공기의 하부 영역으로 변화하였다. 또한, Fig. 10 (b)를 통해, 전반적인 소음압의 Amplitude는 하중 소음의 영향이 지배적인 것을 확인할 수 있었다. 특히 틸트각도 60° 케이스의 경우 하중 및 두께 소음압의 위상차가 발생한 것을 확인하였다. 이는 최대 소음이 발생한 지점이 타 조건에 비해 항공기로부터 다소 떨어져 있어 소음원 방사 시각과 수음 위치 도달 시점 간의 지연 시간이 발생한 것이 원인으로 판단된다.

앞선 XV-15 항공기에서 방사되는 음압 데이터 분석을 통해 틸트로터 항공기의 주된 소음원은 하중 소음임을 확인했다. 틸트로터 항공기는 틸트각도 및 비행 조건에 따라 로터 블레이드의 유효받음각이 급격히 변화하고, 이로 인해 발생하는 비정상 공력 하중이 항공기에서 발생하는 소음에 지배적인 영향을 미친다는 선행연구[5]의 분석과 동일한 결과가 도출되었다. 추가적으로 로터 블레이드에서 발생하는 비정상 하중이 소음 방사에 미치는 영향을 분석하였다. Fig. 11은 틸트각도에 따른 하중 소음 방사 지도를 나타내었다. 전반적인 하중소음의 방사 경향성은 앞선 전체 소음의 경향과 유사한 것을 확인할 수 있었다. 틸트각도가 증가할수록 항공기의 전방 및 하부 영역에 발생한 소음의 Peak 지점이 항공기 전방으로 전진하는 경향을 관측하였다. 이는 로터가 틸팅됨에 따라 로터의 공력 하중이 항공기 전방으로 발생한 것이 원인으로 판단된다. 틸트각도 15°와 60° 케이스에서 소음압 레벨이 가장 크게 방사된 수음 위치의 소음압 레벨

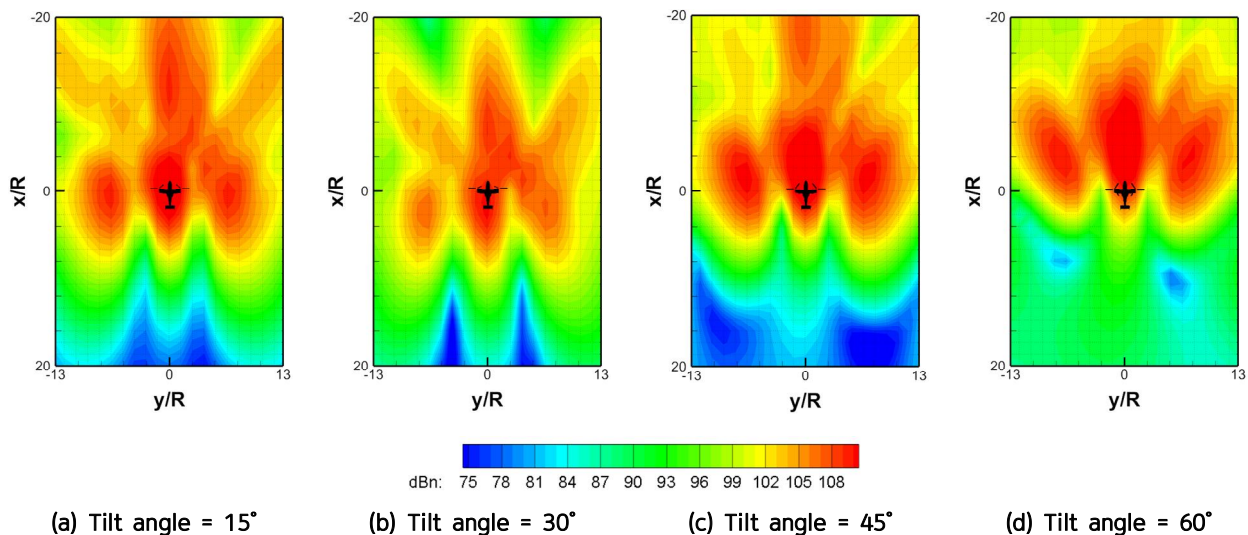
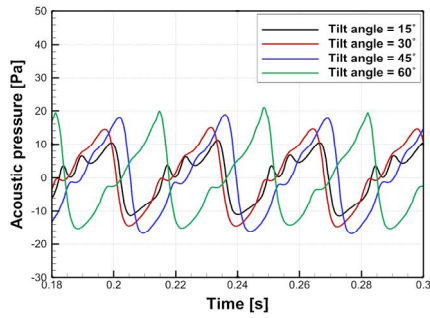
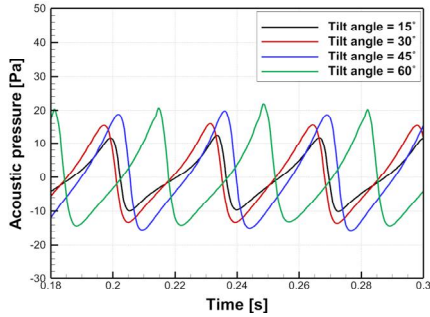


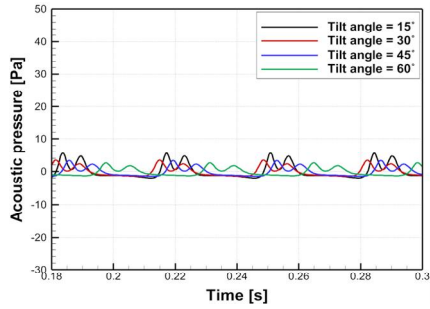
Fig. 9. Comparison of noise footprint depending on tilt angles



(a) Acoustic pressure of total noise



(b) Acoustic pressure of loading noise



(c) Acoustic pressure of thickness noise

Fig. 10. Time history of acoustic pressure at different tilt angles

비교 시, 틸트각도 60°의 소음압 레벨이 약 4 dB 크게 예측되었다. 이는 앞에서 분석한 것과 같이 틸트각도가 증가함에 따라 로터 공력의 세기와 진폭이 증가하였고, 이로 인해 하중 소음의 크기가 증가한 것으로 판단된다.

추가적으로 하중 소음의 영향성을 분석하기 위해 틸트각도 15°와 60° 조건에 대해 4개의 특정 수음 위치를 지정하고 시간에 따른 하중 소음 음압 변화를 Fig. 12에서 비교하였다. 선정된 4개의 위치는 각각 틸트각도 15°와 60° 조건에서 하중 소음 수준이 가장 작게(Mic 1, Mic 3) 크게(Mic 2, Mic 4) 측정된 위치이다. 또한 지정된 4곳의 위치에 도달하는 하중 소음원의 기여도를 분석하기 위해, 항공기를 위에서 바라본 위치에서 우측, 좌측 로터를 구분하고 각 로터 블레이드에서 발생하는 하중 소음을 따로 계산하였다. 좌우 로터 블레이드의 영향이 더해진 Total 음압을 비교하였을 때, Mic 2, Mic 4에 비해 Mic 1, Mic 3 위치에 도달한 음압의 진폭이 감소한 것을 확인할 수 있다. Mic 2, Mic 4 위치에서는 두 로터에서 발생한 음과 간의 위상차가 발생하여 신호가 진폭이 감소하는 상쇄간섭(Destructive Interference)이 발생했기 때문이다. 반면 높은 소음 수준이 발생한 Mic 2, Mic 4 지점의 경우, 두 로터에서 발생한 음과 간의 위상이 유사하여 보강간섭(Constructive Interference) 발생한 것을 확인할 수 있다. 이처럼 수음 위치에 따라 각 로터에서 발생하는 소음 신호의 위상차가 발생한 이유는 각 로터에서 방사된 소음의 도달 시간 차이로 인한 것으로 판단된다. 이를 통해, 로터 소음압 간 위상차는 틸트로터 항공기가 천이 비행 시 전방 하부에서의 특정한 수음 위치에서 높고 낮은 소음이 방사되는 현상의 원인으로 작용함을 확인하였다. 특히, 틸트 각도가 증가할수록 소음압 신호 간섭 현상의 발생 위치 및 세기가 변화함을 관찰하였고, 틸트로터 항공기의 천이 비행 시 발생하는 독특한 소음 방사 특성을 확인할 수 있었다.

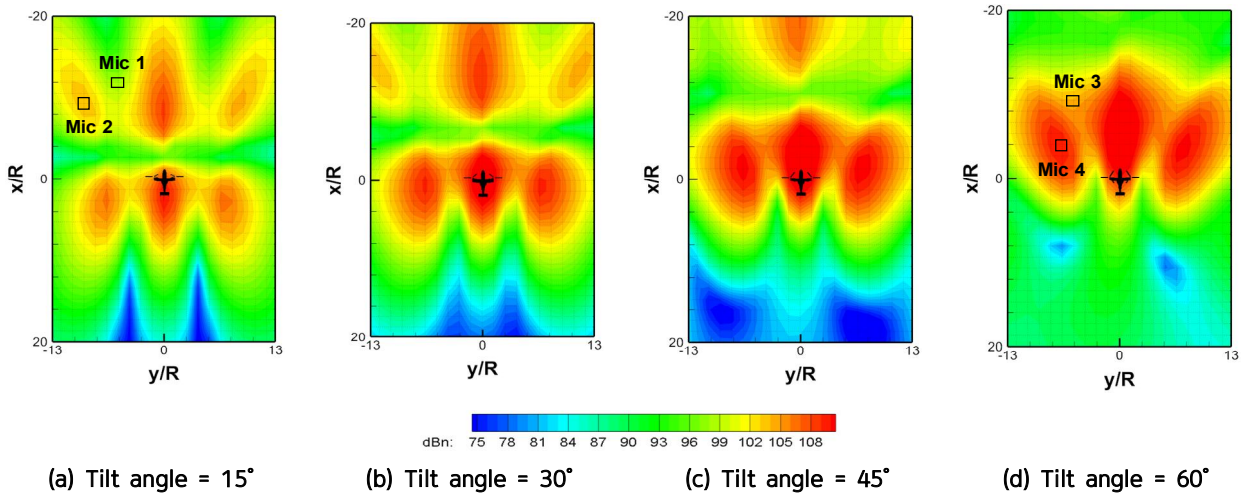


Fig. 11. Comparison of loading noise footprint with tilt angles

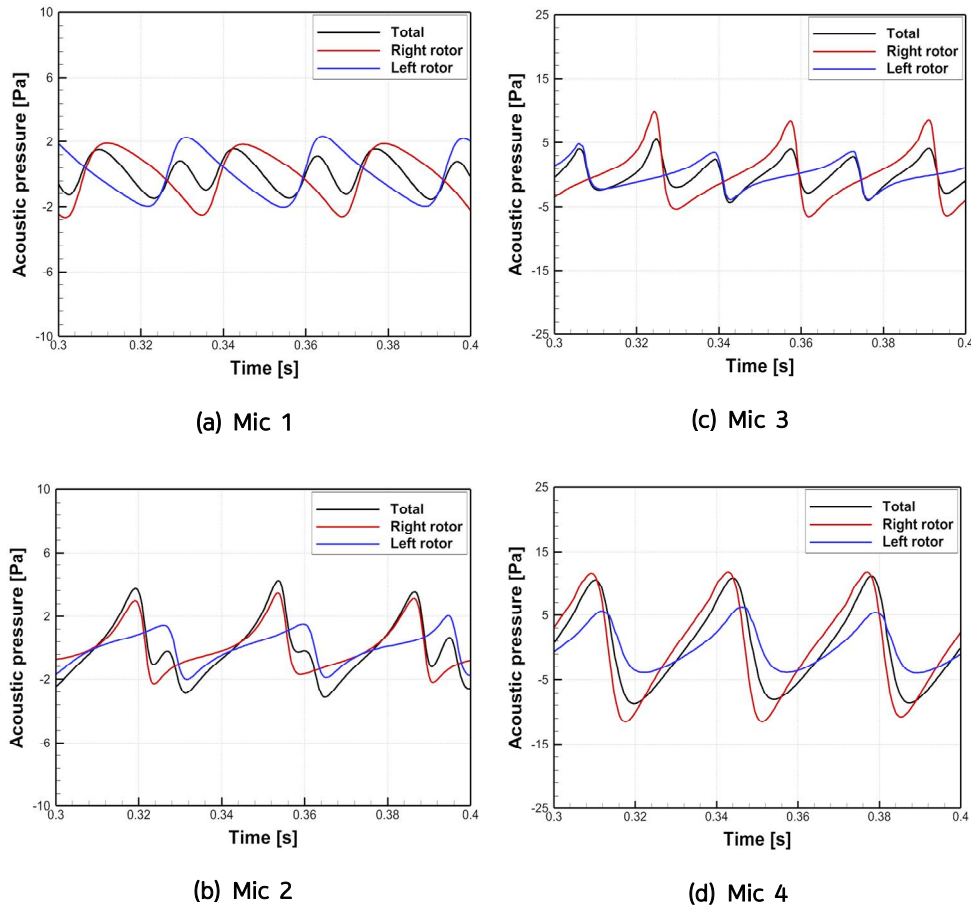


Fig. 12. Comparison of acoustic pressure of loading noise with different microphone location

III. 결 론

본 연구에서는 Source-Doublet 패널법과 비정상 와류 입자법, FW-H 음향상사식을 이용하여 회전익기 공력-소음 연계 해석자를 개발하였다. 패널법을 통해 모델링한 3차원 형상의 로터 블레이드 Geometry와 공력 하중 데이터를 두께소음원 및 하중소음원으로 사용하여 회전익기의 소음을 예측하였다. 연계 해석자의 검증을 위해, HART II 로터와 XV-15 틸트로터의 공력 및 소음 해석을 수행하였다. HART II 로터의 전진 비행 시 단면 수직력 및 소음압 해석 결과, 실험 결과 및 타 전산해석결과와 유사한 경향성이 나타나는 것을 확인하였다. 또한 XV-15 틸트로터의 전진 비행 시 BVI 소음 방사 지도 예측 결과, 전진면에서의 높은 소음 수준을 실험값과 유사하게 도출하였다.

개발된 공력-소음 연계 해석자의 검증을 완료하였으며, 이후 XV-15 틸트로터 항공기의 전기체 형상을 이용하여 천이영역 비행 시 발생하는 소음 특성을 예측하였다. 15° 간격의 4가지 틸트각도 케이스에 대한 소음 방사

지도 및 소음압 해석을 수행하였으며, 앞선 연구에서 동일한 조건을 통해 도출한 공력 하중 및 로터 형상을 하중소음 및 두께소음의 소음원으로 사용하였다. 모든 틸트각도 케이스에서 방사되는 소음의 세기가 크고 작은 지점이 발생하였으며, 틸트각도가 증가할수록 전반적인 소음의 방향성이 항공기 전방으로 전진하는 경향을 확인하였다. 이에 대한 원인을 분석하기 위해, 하중소음 방사 지도를 추가적으로 예측하였다. 하중소음 해석 결과, 유사한 소음 분포를 확인할 수 있었으며, 틸트로터에서 발생하는 비정상 공력 하중이 소음 방사에 지배적인 영향을 미치는 것을 확인하였다. 추가적으로 틸트각도 15°, 60° 케이스에서 각 로터에서 방사되는 소음압의 비교 분석을 진행하였다. 소음의 도달 시간 등의 이유로 로터간 발생하는 소음압의 위상차가 발생한 지점에서는 상쇄 효과로 인해 전체 소음이 감소하는 현상을 확인할 수 있었으며, 위상이 유사한 수음 위치에서는 전체 소음의 수준이 높은 것을 확인하였다. 이를 통해 틸트로터 항공기의 천이비행 시 방사되는 소음의 경향성에 대한 원인을 분석할 수 있었다.

본 연구는 선행 연구의 틸트로터 항공기의 비행 조건을 참고하여 전산해석 조건을 정의하였지만, Steady 상황으로 가정한 천이비행의 비행 특성을 예측하였다. 따라서 향후 연구에서는 천이비행에 대한 시뮬레이션을 통해, 틸트각도 변화에 따른 상승·하강 비행 등 실제 임무 형상을 고려한 소음 변화 특성을 분석할 계획이다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(RS-2024-00397400, RS-2025-25423496). 이 연구는 2025년도 경상국립대학교 글로벌대학30사업에 의하여 수행되었습니다.

References

- 1) Hwang, U. J., Park, J. S., and Lee, M. K., "Performance, vibration, load, and whirl flutter stability analyses of tiltrotors with swept-back blades," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2025, Vol. 26, No. 4, pp. 1632~1648.
- 2) Park, S. H., Kwon, O. J., and Lee, S., "Aerodynamic Analysis of High-Speed Compound Unmanned Rotorcraft Using an Unstructured Flow Solver," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2024, Vol. 24, No. 4, pp. 1077~1085.
- 3) Hwang, U. J., Park, J. S., and Lee, M. K., "Comparison of tiltrotor whirl flutter analyses with gimballed and hingeless hub models," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2024, Vol. 25, No. 4, pp. 1310~1318.
- 4) Kang H. J., "Aerodynamic Analysis of the Tilt Prop in Transition Maneuver of the OPPAV," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 4, 2022, pp. 1~8.
- 5) Jia, Z., and Lee, S., "Acoustic analysis of urban air mobility quadrotor aircraft," *Vertical Flight Society (VFS) Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting*, Vol. 38, 2020, pp. 14~15.
- 6) Zanotti, A., Savino, A., Palazzi, M., Tugnoli, M., and Muscarello, V., "Assessment of a mid-fidelity numerical approach for the investigation of tiltrotor aerodynamics," *Applied Sciences*, 2021, 11(8), p. 3385.
- 7) Gates, S., "Aerodynamic analysis of tiltrotors in hovering and propeller modes using advanced Navier-Stokes computations," *39th European Rotorcraft Forum 2013*, 2013, pp. 106~109.
- 8) Lim, J., and Tran, S., "Interactional structural loads of the xv-15 rotor in airplane mode," *Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, 2019, September, pp. 17~20.
- 9) McCluer, M. S., and Johnson, J. L., "Full-span tiltrotor aeroacoustic model (FS TRAM) overview and initial testing," *American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialist Meeting*, San Francisco, CA., 2002, January.
- 10) Johnson, J. L., and Young, L. A., "Tilt Rotor Aeroacoustic Model Project," *Confederation of European Aerospace Societies (CEAS), Forum on Aeroacoustics of Rotorcraft and Propellers*, Rome, Italy, 1999, June.
- 11) Shelts, K., and Schatzman, N., "Acoustic Testing of the Bell 699 Rotor on the Tiltrotor Test Rig (TTR) in the National Full-Scale Aerodynamics Complex 40-by 80-Foot Wind Tunnel in Conversion and Airplane Configuration," No. ARC-E-DAA-TN77280, 2020.
- 12) Ma, J., Lu, Y., Xu, X., and Yue, H., "Research on near field aeroacoustics suppression of tilt-rotor aircraft based on rotor phase control," *Applied Acoustics*, 2022, 186, 108451.
- 13) Bao, W., Wang, W., Chen, X., Zhang, H., and Zhao, Q., "Numerical analyses of aeroacoustic characteristics of tiltrotor considering the aerodynamic interaction by the fuselage in hover," *Aerospace Science and Technology*, 2023, 141, 108558.
- 14) Yeo, H., Bosworth, J., Acree Jr, C. W., and Kreshock, A. R., "Comparison of CAMRAD II and RCAS predictions of tiltrotor aeroelastic stability," *Journal of the American Helicopter Society*, 2018, 63(2), pp. 1~13.
- 15) Saberi, H., Khoshlahjeh, M., Ormiston, R. A., and Rutkowski, M. J., "Overview of RCAS and application to advanced rotorcraft problems," *American Helicopter Society 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics*, San Francisco, CA., 2004, January.
- 16) Bauchau, O. A., "DYMORE user's manual," Georgia Institute of Technology, Atlanta. 2007.
- 17) Conley, S., and Shirazi, D., "Comparing Simulation Results from CHARM and RotCFD to the Multirotor Test Bed Experimental Data," *AIAA Aviation 2021 Forum*, 2021.
- 18) Lopes, L., and Burley, C., "Design of the next

generation aircraft noise prediction program: ANOPP2," *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference*, 2011, June.

19) Delrieux, Y., Chelius, A., Giauque, A., Canard, S., Falissard, F., Beaumier, P., Ortun, B., Decours, J., and Servera, G., "An overview of Onera aeroacoustic activities in the framework of propellers and open rotors," *14th CEAS-ASC Workshop*, Warsaw, 2010.

20) Spiegel, P., and Rahier, G., "Theoretical study and prediction of BVI noise including close interactions," *AHS International Specialists' Meeting on Rotorcraft Basic Research*, Vol. 1991, 1991, May.

21) Brentner, K. S., Bres, G. A., Perez, G., and Jones, H. E., "Maneuvering rotorcraft noise prediction: A new code for a new problem," *AHS Aerodynamics, Acoustics and Test Evaluation Specialist Meeting*, 2002, January.

22) Granata, D., Savino, A., Grassi, D., Riccobene, L., and Zanotti, A., "Aerodynamic and aeroacoustics investigation of tandem propellers in hover for eVTOL configurations," *Aerospace Science and Technology*, 2024, 109740.

23) Pullin, S. F., Groom, M., Zhou, B., and Azarpeyvand, M., "A GPU Accelerated Mid-Fidelity Aerodynamic and Aeroacoustic Simulation Framework," *30th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Rome, Italy, 2024.

24) Nitzsche, F., and Opoku, D. G., "Acoustic validation of a new code using particle wake aerodynamics and geometrically-exact beam structural dynamics," *The Aeronautical Journal*, 2005, 109, 1096, pp. 257~267.

25) Son, S. M., Cho, H., Lee, S. L., Kee, Y. J., and Lee, H., "Aerodynamic Analysis of a Complete Tilt Rotor Aircraft in Transient Flight Conditions," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 53, No. 7, 2025, pp. 675~686.

26) Lee, H., Sengupta, B. and Araghizadeh, M. S., and Myong, R. S., "Review of Vortex Methods for Rotor Aerodynamics and Wake Dynamics," *Advances in Aerodynamics*, Vol. 4, No. 1, 2022.

27) Araghizadeh, M. S., Sengupta, B., Lee, H., and Myong, R. S., "Aeroacoustic investigation of side-by-side urban air mobility aircraft in full configuration with ground effect," *Physics of Fluids*, 2024, 36(8), 087160.

28) Sengupta, B., Lee, Y., Araghizadeh, M. S., Myong, R. S., and Lee, H., "Comparative analysis of direct method and fast multipole method for

multirotor wake dynamic," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 3, 2024, pp. 789~808.

29) Lee, S. L., Jung, I. H., Jo, H. S., Kang, W. R. and Lee, H. J., "Development of Aeroelastic Analysis Code for Rotor Blade using Coupled Nonlinear Vortex Lattice Method and Geometrically Exact Beam Theory," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 52, No. 1, 2024, pp. 25~36.

30) McCluer, M. S., "Helicopter blade-vortex interaction noise with comparisons to CFD calculations," No. A-962847, 1996.

31) Atalay, M. M., "Aerodynamic and Aeroacoustic Investigation of Scissors Tail Rotor Configuration for a Utility-Class Helicopter," *Master's thesis*, Middle East Technical University, Turkey, 2021.

32) Lee, H., and Lee, D. J., "Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle," *Physics of Fluids*, 2020, 32(4), 047107.

33) Smith, M. J., Lim, J. W., van der Wall, B. G., Baeder, J. D., Biedron, R. T., Boyd Jr, D. D., ... and Min, B. Y., "An assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data," *68th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Ft. Worth, TX, Vol. 20, 2012, May.

34) Yu, Y. H., Tung, C., Van Der Wall, B., Pausder, H. J., Burley, C., Brooks, T., ... & Pengel, K., "The HART-II test: rotor wakes and aeroacoustics with higher-harmonic pitch control (HHC) inputs-the joint German/French/Dutch/US project," 2002.

35) Kelly, M. E., and Brown, R., "Predicting the wake structure of the HART II rotor using the vorticity transport model," *In 34th European Rotorcraft Forum*, September, 2008.

36) Hill, G., Du Val, R. W., Green, J. A., and Huynh, L. C., "Comparison of elastic and rigid blade-element rotor models using parallel processing technology for piloted simulations," *SAE transactions*, 1991, pp. 2393~2409.

37) Jia, Z., and Sinsay, J. D., "Comparison of Multi-Fidelity Approaches for the HART II Rotor Noise Prediction Using CREATE TM-AV Helios," *Science & Technology Corporation*, Moffett Field, CA, USA, 2022.

38) Schneider, O., and van der Wall, B. G., "Comparison of Simple and Conditional Averaging

Methodology Based on Results of the HART II Wind Tunnel Test,” *1st International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology*, Seoul, Korea, 2007, October.

39) Lim, J., and Strawn, R., “Prediction of HART II rotor BVI loading and wake system using CFD/CSD loose coupling,” 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2019, p. 1281.

40) van der Wall, B. G., and Burley, C. L., “2nd HHC aeroacoustic rotor test (HART-II)-Part II: representative results,” *German Aerospace Center (DLR) Institute of Flight Systems Helicopter Division*, Braunschweig, Germany, 2005.

41) Perez, G., Bailly, J., and Rahier, G., “Using the HART II database to improve BVI noise prediction,” *Journal of the American Helicopter Society*, 2008, 53, 1, pp. 56~67.

42) Sridharan, A., and Sinsay, J. D., “Accelerating Aerodynamic Design of Rotors using a Multi-Fidelity Approach in TORC: Tool for Optimization of Rotorcraft Concepts,” AIAA AVIATION 2023 Forum, 2023, p. 4305.

43) Son, S. M., Lee, S.L., Cho, H., Kee, Y. J., and Lee, H., “Predicting Aerodynamics and Wake Dynamics of Tilt Rotor using Unsteady Vortex Particle Method,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 52, No. 10, 2024, pp. 775~787.

44) Kitaplioglu, C., Betzina, M., and Johnson, W., “Blade-Vortex Interaction Noise of an Isolated Full-Scale XV-15 Tilt-Rotor,” *American Helicopter Society 56th Annual Forum Proceedings*, Virginia Beach, VA, 2000, May.

45) Johnson, W., “CAMRAD II Papers_CIIIsound,” Johnson Aeronautics, , 2024.

46) Acree, C. W., Peyran, R. J., and Johnson, W., “Rotor Design Options for Improving XV-15 Whirl-Flutter Stability Margins,” NASA TP-2004-212262, 2004.

47) Johnson, W., “Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads,” *Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialist Meeting*, November 2000.

48) Du, Z. and Selig, M. S., “A 3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine Performance Prediction,” *Proceedings of 1998 ASME Wind Energy Symposium*, January 1998, p. 21.

49) Ferguson, S.W., “Development and Validation of A Simulation for A Generic Tilt-Rotor Aircraft,” Technical Report CR-166537; NASA, Mountain View, CA, USA, 1989.

50) Garcia, A. J., Barakos, G. N. and Gates, S., “Tiltrotor CFD Part I-Validation,” *The Aeronautical Journal*, Vol. 121, No. 1239, 2017, pp. 577~610.