

# LBM 해석을 이용한 천음속 충격파 및 고속 충격 소음 예측 연구

박규태, 정도윤, 정다빈, 명노신, 이학진\*

경상국립대학교 기계항공우주공학부

## COMPUTATIONAL PREDICTION OF TRANSONIC SHOCK AND HIGH SPEED IMPULSIVE NOISE USING LBM SIMULATION

K. T. Park, D. Jeong, D. B. Jung, R. S. Myong and H. Lee\*

School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

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

### Keywords:

천음속 유동(Transonic flow),  
고속 충격 소음(High speed impulsive noise),  
공력 소음(Aerodynamic noise),  
전산유체역학  
(Computational fluid dynamics),  
격자 볼츠만 법(Lattice-Boltzmann method)

### ABSTRACT

With the increasing demand for high-speed operation of next-generation rotorcraft, transonic flow phenomena and the associated high-speed impulsive (HSI) noise generated by rotor blades have attracted attention. Under high-speed operating conditions, locally transonic flow develops on the advancing side of the rotor blade, leading to the formation of strong shock waves on the blade surface. These shock waves degrade aerodynamic performance and act as the dominant source of HSI noise affecting the far-field acoustic environment. Although the importance of transonic shock-induced noise has been widely recognized, reliable verification of high-fidelity numerical approaches remains essential. In this study, Lattice Boltzmann Method (LBM) coupled with a Ffowcs Williams – Hawkins (FW-H) acoustic formulation based on permeable surface is applied to analyze transonic shock structures and HSI noise characteristics of rotor systems. To assess the capability of the numerical framework, transonic flow simulations are first conducted for the two-dimensional RAE 2822 airfoil and the three-dimensional ONERA M6 wing. The results show that the LBM simulations accurately predict shock locations and pressure recovery characteristics, exhibiting good agreement with experimental pressure coefficient distributions in both two- and three-dimensional transonic benchmark cases. The validated approach is extended to a 1/7-scale UH-1H helicopter rotor under hovering conditions to investigate the effects of tip Mach number on shock formation and HSI noise generation. The simulations capture the development of spiral shock structures on the rotor disk, which become more pronounced as the tip Mach number increases. Far-field acoustic predictions obtained using the permeable FW-H formulation successfully predict the variation of HSI noise with tip Mach number and show a good agreement with experimental measurements. Overall, the present study confirms that the LBM combined with permeable FW-H approach is a physically reliable framework for predicting transonic shock structures and HSI noise of rotorcraft.

Received | 23 February, 2026

Revised | 22 June, 2026

Accepted | 19 July, 2026



This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted noncommercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## 1. 서론

최근 차세대 회전익 항공기의 개발로 인해 회전익 비행체의 고속 비행이 가능해지고 있다. 기존 헬리콥터는 주로 낮은 전진 속도 조건에서의 안정적인 운용을 중심으로 설계되어 왔으나, 운용 반경 확대와 임무 효율성 향상에 대한 요구로 인해 고속 전진 비행 영역에서의 운용 필요성이 대두되고 있다[1]. 특히 고속 순항 성능 확보는 회전익 항공기의 임무 범위를 확장하고 고정익 항공기와의 운용 영역을 일부 대체할 수 있을 것으로 기대된다. 이러한 배경에서 고속 전진 비행 시 나타나는 공기역학적 현상과 이로 인한 공력 소음 발생 문제는 차세대 회전익 항공기 설계에서 핵심적인 연구 주제로 부각되고 있다[2]. 고속 운용 조건에서는 블레이드 전진면에서 국부적으로 천음속 유동이 형성되고, 그 결과 블레이드 윗면에서 충격파가 발생한다[3,4]. 이러한 유동 특성은 로터의 양력을 감소시키고 항력 증가로 이어져 공력 효율 저하를 유발할 수 있으며, 회전익 전진면과 후진면의 급격한 압력 변화로 인해 비정상 공력 하중 증가로 이어질 수 있다[5]. 특히 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형의 충격파(Spiral Shock)는 공력 성능 저하와 구조 하중 증가를 유발할 뿐만 아니라, 급격한 음압 변동을 동반한 고속 충격(High Speed Impulsive, HSI) 소음의 주요 발생 원인으로 작용한다[6,7]. 천음속 영역에서 비선형 압축성 효과에 의해 발생하는 HSI 소음은 고속 전진 비행 조건에서 회전익 항공기의 소음 발생에 큰 영향을 미치므로 차세대 고속 회전익기 설계 및 운용 측면에서도 중요하다[8].

천음속 영역에서 발생하는 충격파와 HSI 소음의 상관관계를 분석하기 위해 다양한 실험 및 전산 해석 연구가 수행되어 왔다. Boxwell et al.[9]은 로터를 대상으로 한 실험을 통해 고속 회전 조건에서 로터 블레이드의 표면 압력과 원방 음압을 동시에 계측함으로써, 블레이드 팁 부근에서 형성되는 충격파에 의해 유도된 급격한 압력 변동이 순간적인 음압 파형 형성에 지배적인 영향을 미침을 규명하였다. Schmitz et al.[2]는 실험 및 이론적 고찰을 통해 고속 전진 비행 조건에서의 충격파 형성과 비선형 음향 전파가 HSI 소음의 본질적인 특성임을 체계적으로 정리하였다. 이후 Purcell et al.[10]은 실험 자료를 기반으로 한 분석을 통해 천음속 조건에서의 충격파 구조와 원방 음압 특성 간의 정성적 연관성을 제시하였다. 또한, 실험 연구와 병행하여 충격파 구조를 직접 해석하기 위한 전산 해석 연구가 수행되었다. Brentner et al.[4]는 전산 해석과 음향 모델링을 통해 로터에서 발생하는 공력 소음의 주요 메커니즘을 정리하고, 천음속 조건에서의 충격파 형성이 소음 발생에 중요한 인자로 작용함을 보였다. Morgans et al.[5]는 Euler 기반 전산 해석을 이용하여 천음속 회전의 유동과 소음 발생 특성을 분석하고, 충격파 위치와 강도가 로터 소음의 크기와 특성에 직접적인 영향을 미침을 보고하였다. 이후 Kim et al.[11]은 Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes(URANS) 기반 전산 해석을 적용하여 점성 및 난류 효과를 포함한 HSI 소음 예측을 수행하고, 격자 구성과 공력 해상도가 소음 예측 정확도에 미치는 영향을 평가하였다. 한편, 원방 소음 예측을 위해 공력 해석 결과에 음향 적분식을 결합하는 하이브리드 접근이 널리 활용되어 왔다. Brentner et al.[12]는 Lighthill 음향상사법에 기반한 Ffowcs Williams – Hawkins(FW-H)와 Kirchhoff 적분을 비교 분석하여, 적분면 설정과 비선형 영역 포함 여부가 천음속 로터 소음 예측 결과에 민감하게 작용함을 보였다. Morino et al.[13]는 비정상 및 천음속 조건을 포함한 로터 공력 및 음향 해석을 통해 비선형 공력 효과를 고려한 음향 예측의 필요성을 제시하였다. 최근에는 고해상도 CFD와 투과면 기반 FW-H 적분을 결합한 하이브리드 기법이 적용되고 있다. Fu et al.[14]는 RANS 전산해석과 FW-H 적분을 결합하여 천음속 로터 소음을 예측하고, 충격파 구조의 재현 정확도가 음압 파형의 크기와 비대칭성에 직접적인 영향을 미침을 보고하였다. 또한 Lee et al.[15]은 고속 충격성 소음의 원방 전파 특성을 분석하여 비선형 음향 전파가 원방 음압 형성에 중요한 역할을 함을 보였으며, Brentner et al.[16]는 로터 소음 예측 기법의 발전 과정을 정리하여 CFD와 음향 유추식을 결합한 접근이 고속 로터 소음 예측의 신뢰도를 향상시킬 수 있음을 제시하였다.

이처럼 충격파로 인한 로터 블레이드의 HSI 소음 발생 메커니즘은 다수의 선행 연구를 통해 폭넓게 연구되고 있다. 천음속 영역에서 형성되는 충격파는 압력과 밀도가 급격하게 변화하는 불연속 구조를 가지므로, 전산 해석 과정에서 격자 해상도 및 수치 확산 특성에 따라 위치와 강도가 민감하게 달라질 수 있다. 이처럼 전산해석에서의 충격파 예측 능력은

HSI 소음 예측에 주요한 고려 대상으로 인식되어 왔다. 본 연구는 향후 로터 팁 형상 변경 및 다공성 물질 적용을 통한 HSI 소음 저감 로터 블레이드 설계 연구에 앞서, Lattice Boltzmann Method(LBM) 기반 전산해석 기법의 천음속 충격파 및 회전익 HSI 소음 예측 가능성을 검증하기 위한 선행 연구로 수행되었다. RAE2822 에어포일, ONERA M6 유한날개 및 UH-1H 로터는 천음속 유동 해석과 회전익 HSI 소음 예측에서 널리 활용되어 온 대표적인 검증 사례이다. 따라서 본 연구에서 사용한 검증 형상 자체가 새로운 것은 아니지만, 이러한 표준 검증 문제들을 이용하여 LBM 기반 해석 기법의 천음속 충격파 포착 능력과 회전익 HSI 소음 예측 성능을 순차적으로 평가했다는 점에서 의의가 있다. 특히 기존 연구들은 주로 유한체적법(Finite Volume Method, FVM) 기반의 CFD 해석 기법을 이용하여 해당 문제들을 다루어 왔으나, LBM 기반 해석 기법을 대상으로 에어포일, 유한날개, 회전 로터 문제를 연계하여 천음속 충격파 및 HSI 소음 예측 신뢰성을 체계적으로 검토한 연구는 상대적으로 제한적이다. 이에 본 연구에서는 각 검증 사례에 대해 실험 결과 및 선행 수치해석 결과와의 비교를 수행함으로써, LBM 기반 해석 기법이 천음속 충격파 구조와 회전익 HSI 소음 특성을 합리적으로 예측할 수 있음을 확인하고자 하였다. 먼저 2차원 RAE 2822 에어포일을 대상으로 충격파 발생 위치 및 압력 회복 특성을 정량적으로 비교하였다. 이어서 3차원 ONERA M6 날개 해석을 통해 스펠 방향 충격파 구조 변화와 표면 압력 분포를 검증함으로써, 천음속 영역에서의 3차원 충격파 예측 능력을 확인하였다. 마지막으로 이를 UH-1H 회전익 로터 문제로 확장하여, 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형 충격파 구조를 분석하고, 팁 마하수 변화에 따른 HSI 소음 특성을 투과면 기반 FW-H 기법과 연계하여 평가하였다. 이러한 단계적 접근을 통해 LBM 해석자의 천음속 충격파 모사 가능성을 확인하고, 고속 회전 조건에서 형성되는 충격파 구조와 HSI 소음 특성 간의 물리적 연관성을 분석하였으며, 향후 고속 회전익기의 로터 팁 형상 및 다공성 물질 적용을 포함한 저소음 로터 블레이드 설계 연구에 필요한 해석 기반을 제시하고자 하였다.

## 2. 전산해석 기법

본 연구에서는 천음속 영역에서의 비정상 압축성 유동과 충격파 구조, HSI 소음을 해석하기 위하여, LBM 기반 상용 Computational Fluid Dynamics(CFD)/Computational Aeroacoustics(CAA) 해석자인 PowerFLOW를 사용하였다. LBM은 연속체 지배 방정식을 직접 이산화하는 기존의 유한체적법 기반 전산 해석 기법과 달리, 속도 공간에서 이산화된 입자 분포 함수(Distribution Function)의 시간에 따른 변화를 계산함으로써 거시적 유동 특성을 재현하는 메조스코픽(Mesosopic) 해석 기법이다[17]. 이러한 방식은 계산 과정이 국소적이며 명시적(Explicit) 시간 적분 구조를 갖기 때문에 병렬 계산에 유리하고, 복잡 형상에 대한 격자 생성 과정이 비교적 단순하다는 장점을 가진다[18]. 천음속 유동 조건에서는 압축성 효과와 충격파 구조의 정확한 재현이 요구되므로, 속도 공간 이산화의 해상도가 해석 정확도에 중요한 영향을 미친다. 본 연구에서는 압축성 유동과 충격파 거동을 안정적으로 재현하기 위하여 고차 격자 모델인 D3Q39 격자 모델을 적용하였다. D3Q39 모델은 39개의 이산 속도 벡터로 구성된 고차 속도 집합을 사용함으로써, 저차 격자 모델에 비해 천음속 유동에서 나타나는 밀도, 압력 및 온도 변화와 같은 압축성 효과와 고차 모멘트 항을 보다 정밀하게 반영할 수 있는 특징을 갖는다[19]. 이러한 LBM 해석 과정에서는 입자분포함수의 시간 발달을 계산한 후, 이산 속도 공간에서의 모멘트 산출을 통해 밀도, 운동량 및 내부에너지와 같은 거시 유동변수를 계산한다. 또한, 평형 분포함수는 고차 Hermite 다항식 전개로 기반으로 구성되며, 이러한 접근은 분포 함수의 저차 모멘트가 연속 방정식의 거시 변수와 일관되게 연결되도록 보장하며, 특히 압축성 유동 조건에서 나타나는 밀도 및 압력 변동을 수치적으로 일관되게 반영하는 역할을 한다[19,20]. 이러한 고차 격자 구성은 천음속 영역에서 발생하는 강한 압력 구배와 비정상 충격파 구조를 수치적으로 해석하는 데 유리하다[20]. Fig. 1은 본 연구에서 적용한 D3Q39 격자 모델의 이산 속도 집합 구조를 나타낸 것이다. 해당 격자 모델에서는 각 이산 속도 벡터에 대해 Hermite 정합 조건을 만족하도록 가중치가 할당되며, 이를 통해 분포 함수 모멘트의 수치적 일관성

이 확보된다. D3Q39 격자 모델은 다층(Layered) 속도 집합을 통해 Hermite 전개 기반 평형 분포 함수의 고차 항을 효과적으로 투영할 수 있도록 설계되어 있다. 또한, 평형 분포 함수의 Hermite 전개가 5차 모멘트까지 정합되도록 구성된 고차 격자 모델이다. 이를 통해 천음속 영역에서의 압축성 효과 및 비정상 충격파 거동을 수치적으로 일관되게 재현하고 계산된 압력, 밀도 및 마하수 분포에서 나타나는 급격한 공간 구배를 통해 포착하였다.

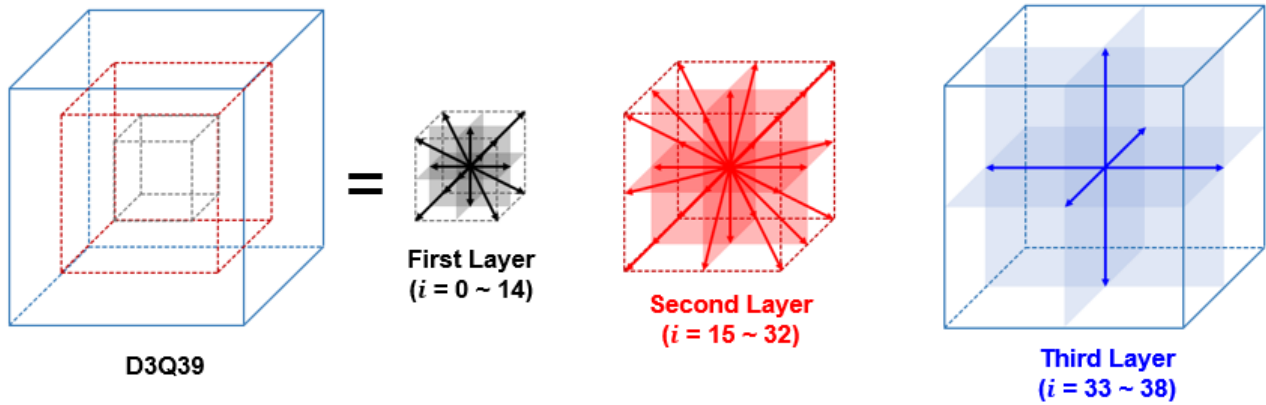


Fig. 1. Discrete velocity set of the D3Q39 lattice model for compressible flow simulations

본 연구에서는 2차원 에어포일, 3차원 날개 및 고속 회전체 로터에서 발생하는 천음속 비정상 유동을 해석하기 위하여 압축성 LBM 기반 전산 해석 기법을 적용하였다. 격자계는 직교 격자(Cartesian Mesh)를 기반으로 자동 생성되며, Variable Resolution(VR) 기법을 적용하여 계산 영역을 단계적으로 세분화하였다. 충격파가 형성되는 블레이드 윗면 및 팁 부근과 같이 강한 압력 구배와 밀도 변화가 나타나는 영역에는 고해상도 격자를 배치하고, 원방 영역으로 갈수록 격자 크기를 점진적으로 증가시켜 계산 효율성과 해상도를 동시에 확보하였다[21]. UH-1H 로터의 회전 운동은 Local Reference Frame(LRF) 기법을 통해 구현하였다. LRF는 회전 형상을 포함하는 체적 영역으로 정의되며, 해당 영역이 강체 회전 운동을 수행하도록 설정된다. 이를 통해 회전 영역과 정지 영역 간 상대 운동을 처리하고, 회전 블레이드 주변의 비정상 유동 구조와 충격파 거동을 시간 정확도로 모사하였다[22]. 난류 모사는 Very Large Eddy Simulation(VLES) 기반 모델을 적용하여 수행하였다. VLES는 대규모 와류 구조를 직접 계산하고 소규모 난류 성분만을 모델링함으로써 계산 비용과 해석 정확도 간의 균형을 확보하는 접근법이다. 이러한 난류 모델링 전략은 LBM의 낮은 수치 소산 특성과 결합되어 충격파-난류 상호작용을 포함한 비정상 유동 현상을 보다 안정적으로 재현할 수 있다[23]. 고속 회전하는 로터에서 발생하는 HSI 소음을 예측하기 위해 투과면(Permeable Surface) 기반의 FW-H 음향상사 방정식을 적용하였다. FW-H 방정식은 Lighthill 음향상사 이론을 기반으로 이동 및 회전하는 물체에 의해 발생하는 공력 소음을 예측할 수 있는 방법으로, 회전익에서 발생하는 충격파 기인 소음 해석에 널리 활용되어 왔다[24]. FW-H 음향상사 방정식 내의 부피 적분은 해석 대상의 유동장을 둘러싸고 있는 투과면을 이용한 면적분으로 대체하여 수행하였다[25]. 본 연구에서는 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형 충격파를 포함하여, 로터 주변 천음속 영역이 투과면 내부에 포함되도록 설정하였다. 이를 통해 로터 블레이드 회전에 의해 발생하는 두께(Thickness) 소음과 하중>Loading) 소음뿐만 아니라 충격파 형성에 따른 급격한 유동장 변화에 의한 유동 기인(Flow-induced) 소음 성분을 고려한 해석을 수행하였다.

### 3. 전산 해석 결과

#### 3.1 RAE 2822 에어포일 충격파 예측

본 연구에서는 LBM 기반 해석자를 활용하여 회전익 충격파 예측 성능을 단계적으로 검증하기 위해, 2차원 에어포일, 3차원 날개, 로터 블레이드로 해석 모델을 순차적으로 확장하였다. 이 중 가장 기본적인 검증 단계로서, 천음속 유동 조건에서 국부적인 초음속 영역의 형성으로 충격파가 발달하는 2차원 에어포일 주변의 유동에 대해 분석하였다. 이때 충격파의 위치와 강도는 에어포일 표면 압력 분포를 통해 양력 및 항력 특성에 지배적인 영향을 미치는 것이 특징이다. 따라서 본 연구에서는 천음속 유동의 주요 물리 현상인 충격파 구조와 이에 따른 압력 분포의 재현성을 중심으로 전산 해석 결과의 타당성을 검증하고자 하였다. Fig. 2는 본 연구에서 사용한 RAE 2822 에어포일 형상과 격자계 구성을 함께 나타낸 것이다. 계산 영역은 에어포일의 시위길이  $C$ 를 기준으로 길이 방향 60C, 높이 방향 30C로 설정하였고, 전방에 Velocity Inlet, 후방과 나머지 면에는 Pressure Outlet의 경계 조건을 적용하였다. 전체 영역은 서로 다른 격자 조밀도가 적용된 12개의 VR로 구분하고, 가장 조밀한 영역인 VR12의 최소 격자 크기는 0.5 mm로 지정하였다. 충격파가 주로 형성되는 에어포일 주변에 격자를 집중적으로 배치하였고, 원방 영역으로 갈수록 격자 크기를 2배로 조절하여 계산 효율성을 확보하였다. 해석을 위해 사용된 총 격자수는 12만 개이며, Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1 GHz를 64 Cores 사용하여 약 10분의 해석 시간이 소요되었다. 전산 해석 조건은 AGARD Report AR138에 제시된 RAE 2822 에어포일 실험조건[26]과 동일하게 설정하였으며, 형상과 격자 해상도에 대한 자세한 정보는 Table 1과 Table 2에 정리하였다.

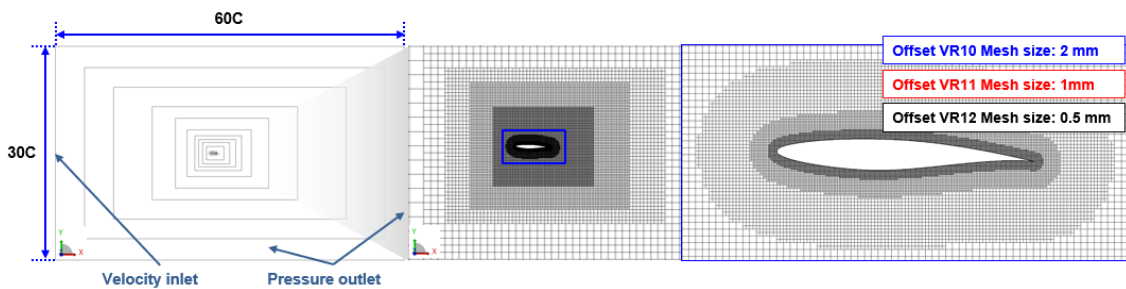


Fig. 2. Computational domain and grid refinement regions for the two-dimensional airfoil simulation

Table 1. Simulation conditions of RAE 2822 airfoil

|                           |         |
|---------------------------|---------|
| Freestream Mach number[-] | 0.729   |
| Pressure[Pa]              | 108,988 |
| Temperature[K]            | 255.55  |
| Angle of attack[°]        | 2.31    |

Table 2. Numerical setup for RAE 2822 airfoil

|                       |              |
|-----------------------|--------------|
| Finest voxel size[mm] | 0.5          |
| Duration time[sec]    | 0.2          |
| Total grid number[-]  | 120,000      |
| Simulation time[min.] | 10(64 Cores) |

설정된 계산 영역과 격자 구성을 바탕으로 LBM 기반 전산 해석을 수행하여, 에어포일에서 형성되는 충격파 구조와 이에 따른 유동 특성을 분석하였다. 먼저 충격파 형성 특성을 확인하기 위해 마하수 및 압력 분포에 대한 정성적 결과를 제시하고, 이후 에어포일 표면에서의 압력계수(Pressure Coefficient) 및 표면 마찰계수(Skin Friction) 분포를 통해 충격파 위치와 경계층 거동을 정량적으로 분석하였다. Fig. 3과 Fig. 4는 각각 천음속 영역에서 계산된 RAE 2822 에어포일 주위의 마하수와 압력 분포를 나타낸 것이다. 에어포일 윗면에서는 앞전(Leading Edge) 부근에서 유동이 가속되며 국부적인 초음속 영역이 형성되고, 해당 영역의 하류에서 마하수가 급격히 감소하는 충격파 구조가 명확하게 관찰된다. 이러한 충격파는 윗면 압력 분포의 급격한 변화와 직접적으로 연관되어 있으며, 천음속 영역에서 에어포일 유동에 나타나는 전형적인 압축성 효과를 잘 보여준다.

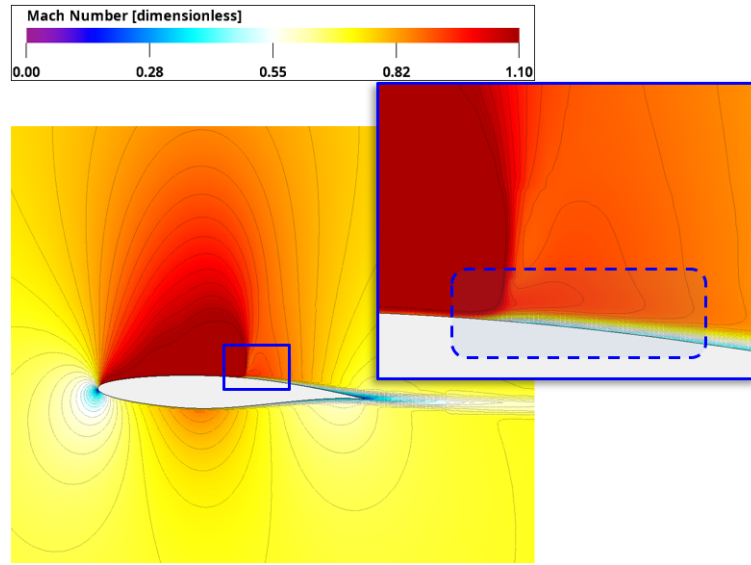


**Fig. 3.** Mach number contours around the RAE 2822 airfoil under transonic conditions, showing the shock structure on the upper surface

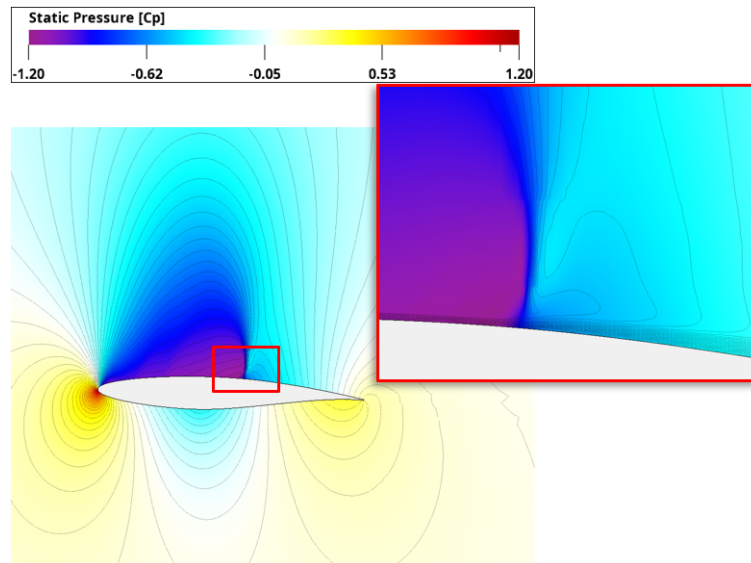


**Fig. 4.** Static pressure contours around the RAE 2822 airfoil under transonic conditions, highlighting the shock region on the upper surface

유동장 분석을 통해 확인된 충격파 구조를 정량적으로 평가하기 위해, Fig. 5에서 에어포일 표면 압력계수 분포를 실험 결과[26] 및 NASA CFD 해석 결과와 비교하였다. NASA의 WIND 해석 결과는 Spalart-Allmaras 난류 모델을 이용한 RANS 해석 결과이다[27]. 윗면의 압력계수 분포를 살펴보면, 앞전 부근에서 유동 가속에 의해 압력계수가 급격히 감소한 후  $x/c \approx 0.6$  부근에서 압력계수가 급격히 회복되는 특징이 나타난다. 이 압력 회복 위치는 Fig. 3의 마하수 분포에서 관찰된 충격파 위치와 일치하며, 천음속 에어포일 유동에서 충격파에 의해 나타나는 전형적인 압력 분포 특성을 보여준다. 반면 아랫면의 경우 상대적으로 완만한 압력계수 분포가 형성되어, 윗면에서 형성되는 충격파 구조와 뚜렷한 대비를 이룬다. 본 연구의 LBM 해석 결과는 실험값과 유사한 충격파 위치 및 압력 회복 경향을 예측하였으며, NASA WIND 해석 결과[27]와 비교했을 때도 윗면 충격파에 의한 압력 회복 위치와 전반적인 압력계수 분포가 유사한 경향을 보였다. Fig. 6은

동일한 조건에서의 표면 마찰계수 분포를 나타낸 것이다. 윗면의 마찰계수 분포를 살펴보면, 앞전 부근에서 비교적 높은 마찰계수 값이 나타난 후, 충격파가 형성되는 위치( $x/c \approx 0.6$ )에서 마찰계수의 급격한 감소가 관찰된다. 이는 충격파에 의해 형성된 강한 역압력구배로 인해 경계층 특성이 변화한 결과이다. 특히 충격파 이후 구간에서 나타나는 마찰계수 감소 경향은 천음속 에어포일 유동에서 일반적으로 보고되는 충격파-경계층 상호작용(Shock-wave Boundary-layer Interaction) 특성을 반영한다. 이와 같은 경향은 앞서 Fig. 3과 Fig. 4에서 제시한 마하수 및 압력 분포와 일관되게 대응되며, 충격파가 에어포일 윗면 유동 특성에 지배적인 영향을 미침을 보여준다. 또한, 정성적 유동장 및 표면 압력계수 비교와 더불어, 공력 계수 예측 정확도를 평가하기 위하여 양력계수와 항력계수를 실험값과 비교하였다[26]. 실험에서 측정된 양력계수는 0.730이며, 본 연구의 LBM 해석 결과는 0.725로 약 0.68%의 오차를 보였다. 항력계수의 경우 실험값은 0.0121이며, LBM 결과는 0.0129로 약 8 Drag Counts의 차이를 보였다. 천음속 영역에서 항력은 충격파 위치, 경계층 두께 변화 및 점성 효과에 민감하게 영향을 받는 물리량임을 고려할 때, 본 해석 결과는 양력 및 항력 특성을 합리적인 정확도로 재현한 것으로 판단된다. 이러한 결과는 LBM 기반 전산 해석 기법이 2차원 RAE 2822 에어포일의 천음속 조건에서 충격파 형성 위치와 압력 회복 특성, 그리고 이에 따른 공력 계수를 합리적인 정확도로 예측할 수 있음을 보여준다.

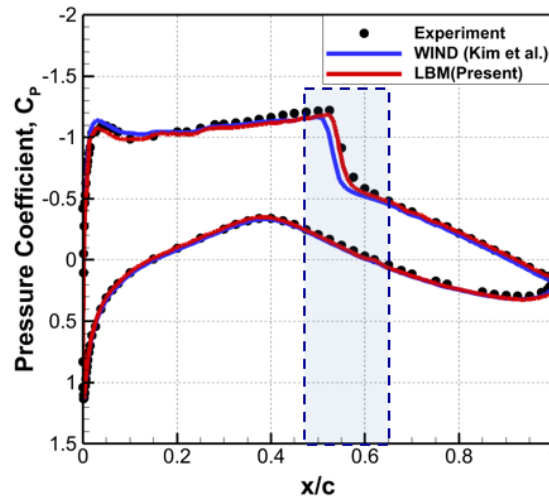


Fig. 5. Comparison of pressure coefficient distributions over the RAE 2822 airfoil under transonic conditions with experimental data and WIND results

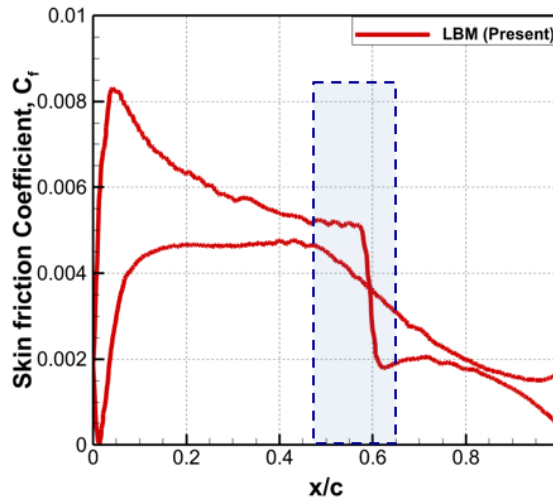


Fig. 6. Skin friction coefficient distribution over the RAE 2822 airfoil under transonic conditions

### 3.2 ONERA M6 날개 충격파 예측

앞선 3.1 절에서는 2차원 에어포일을 대상으로 LBM 기반 전산 해석의 충격파 예측 성능을 검증하였다. 이를 통해 천음속 조건에서 형성되는 충격파 구조와 이에 따른 압력계수 분포가 실험 결과와 유사하게 도출됨을 확인하였다. 본 절에서는 동일한 해석 기법을 3차원 날개 형상으로 확장 적용하여, 후퇴각(Sweep Angle)에 따라 스팬 방향으로 발달하는 충격파의 구조를 예측하고 실험 결과와 검증하고자 한다. ONERA M6 날개는 후퇴각을 갖는 대표적인 3차원 날개 형상으로, 천음속 조건에서 날개 윗면에 복잡한 3차원 충격파 구조가 형성되는 것이 특징이다. 후퇴각으로 인해 유입 유동은 시위 방향 성분과 함께 스팬 방향 성분을 가지게 되며, 이에 따라 날개 전반에 걸쳐 유효 마하수 분포가 스팬 방향으로 변화한다. 이러한 유동 특성은 충격파 위치와 강도, 그리고 시위 길이가 스팬 방향으로 연속적으로 변형되는 원인이 된다. Fig. 7은 ONERA M6 날개의 형상과 계산 영역, 그리고 격자계 구성을 나타낸 것이다. 계산 영역은 날개 스팬 길이  $S$ 를 기준으로 시위 방향  $20S$ , 스팬 방향 및 수직 방향으로 각각  $15S$ 로 설정하였다. 자유류가 유입되는 입구 경계에는 Velocity Inlet 조건을 적용하였으며, 나머지 경계에는 Pressure Outlet 조건을 적용하였다. 계산 영역 내부의 격자계는 총 13개의 VR 영역으로 구성하였다. 가장 조밀한 격자가 적용된 VR13에서는 날개 주위에서 형성되는 충격파 구조를 포착하기 위해 평균 시위 길이의 약 0.15%에 해당하는 1 mm의 최소 격자 크기를 적용하였으며, 총 약 2.2억 개의 격자를 사용하였다. 전산 해석 조건은 ONERA M6 날개에 대한 기존 실험 조건[28]을 기준으로 설정하였고, 자유류 마하수 및 받음각은 천음속 영역에서 날개 윗면 충격파가 명확히 형성되는 조건으로 선택하였다. 계산에는 앞서 RAE 2822 에어포일 해석에서 사용한 동일한 사양의 클러스터를 사용했으며, 512 cores 병렬 계산을 통해 약 9시간의 계산 시간이 소요되었다. 형상 및 해석 조건에 대한 자세한 정보는 Table 3과 Table 4에 정리하였다.

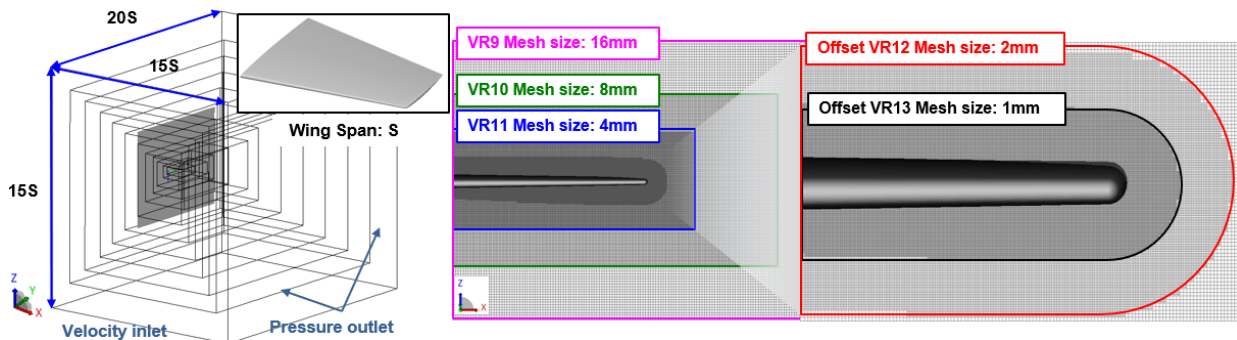


Fig. 7. Computational domain and grid refinement regions for the three-dimensional wing simulation

Table 3. Geometric parameters of the ONERA M6 wing

|                        |      |
|------------------------|------|
| Wing span[m]           | 1.19 |
| Root chord length[m]   | 0.81 |
| Tip chord length[m]    | 0.45 |
| Aspect ratio[-]        | 3.8  |
| Taper ratio[-]         | 0.56 |
| Leading edge sweep[°]  | 30   |
| Trailing edge sweep[°] | 15.8 |

Table 4. Simulation conditions for the ONERA M6 wing

|                          |              |
|--------------------------|--------------|
| Freestream velocity[m/s] | 258.85       |
| Temperature[K]           | 288.15       |
| Pressure[Pa]             | 101,325      |
| Angle of attack[°]       | 3.06         |
| Reynolds number[-]       | 11,720,000   |
| Duration time[sec]       | 0.2          |
| Simulation time[hrs.]    | 9(512 Cores) |

이와 같이 설정된 형상과 계산 조건을 바탕으로 LBM 기반 전산 해석을 수행하여, ONERA M6 날개에서 형성되는 3차원 충격파 구조와 이에 따른 유동 특성을 분석하였다. 먼저 날개 주위 및 표면에서의 정압(Static Pressure) 분포를 통해 충

격파 형상과 스펠 방향 변화를 정성적으로 분석하고, 이후 스펠 방향 단면에서의 압력계수 분포를 통해 충격파 위치를 실험 결과와 정량적으로 비교하였다. Fig. 8은 천음속 조건에서 ONERA M6 날개 주위의 정압 분포를 나타낸 것이다. 날개 윗면에서는 스펠 방향 위치에 따라 서로 다른 위치에서 압력 회복이 나타나며, 이로부터 3차원적인 충격파 구조가 형성되고 있음을 확인할 수 있다. 특히 날개 루트 부근에서는 충격파가 상대적으로 후방에서 형성되는 반면, 팁 방향으로 이동할수록 충격파 위치가 시위 방향 전방으로 이동하는 경향이 나타난다. 이러한 스펠 방향 변화는 후퇴각을 갖는 날개 형상에서 각 단면의 유효 마하수 분포가 달라지기 때문으로 해석할 수 있다. 이러한 3차원 충격파 구조는 Fig. 9에 제시된 날개 표면 압력 분포를 통해 보다 명확하게 확인된다. 날개 윗면에서는 스펠 방향으로 연속적인 저압 영역과 압력 회복 영역이 형성되며, ONERA M6 날개의 특징적인  $\lambda$  (Lambda) 형태의 표면 압력 분포가 관찰된다. 이는 충격파가 스펠 방향으로 연속적인 3차원 구조를 이루며 형성되고 있음을 의미하며, 2차원 에어포일에서 나타나는 충격파 구조와 구별되는 3차원 날개의 특징을 잘 보여준다.

3차원 충격파 구조를 정량적으로 평가하기 위해, Fig. 10에는 날개 스펠 방향으로 7개 단면( $y/b = 0.20, 0.44, 0.65, 0.80, 0.90, 0.95, 0.99$ )에서의 압력계수 분포를 실험 결과[28] 및 NASA WIND 해석 결과[29]와 함께 비교하여 나타내었다. 각 단면에서의 압력계수 분포를 살펴보면, 충격파 위치와 압력 회복 특성이 스펠 방향 위치에 따라 체계적으로 변화하는 경향이 관찰된다. 날개 루트 부근에서는 충격파가 상대적으로 후방에 위치하는 반면, 팁 방향으로 갈수록 충격파 위치가 점진적으로 전방으로 이동한다. 이러한 경향은 앞서 정성적으로 분석한 정압 분포 및 표면 압력 분포 결과와 일관되게 대응된다. 실험 결과와의 비교를 통해 각 스펠 단면에서의 압력계수 분포 형상과 충격파 위치, 그리고 충격파 전후 압력 기울기 변화가 전반적으로 잘 일치함을 확인하였다. NASA WIND 해석 결과[29]와 비교했을 때도 주요 스펠 단면에서 충격파 위치와 압력 회복 경향이 유사하게 나타났으며, 특히 팁 방향으로 갈수록 충격파 위치가 전방으로 이동하는 3차원 천음속 충격파의 스펠 방향 변화가 일관되게 재현되었다. 특히 중간 스펠 영역과 팁 인근 단면에서도 충격파 위치의 이동 경향이 안정적으로 포착되었으며, 3차원 날개 전반에 걸친 충격파의 공간적 분포가 실험 결과와 전반적으로 잘 일치한다. 이를 통해 LBM 기반 전산 해석 기법이 후퇴각을 갖는 3차원 날개 형상에서 나타나는 충격파 구조와 스펠 방향 변화를 물리적으로 일관되게 재현할 수 있음을 확인하였다.

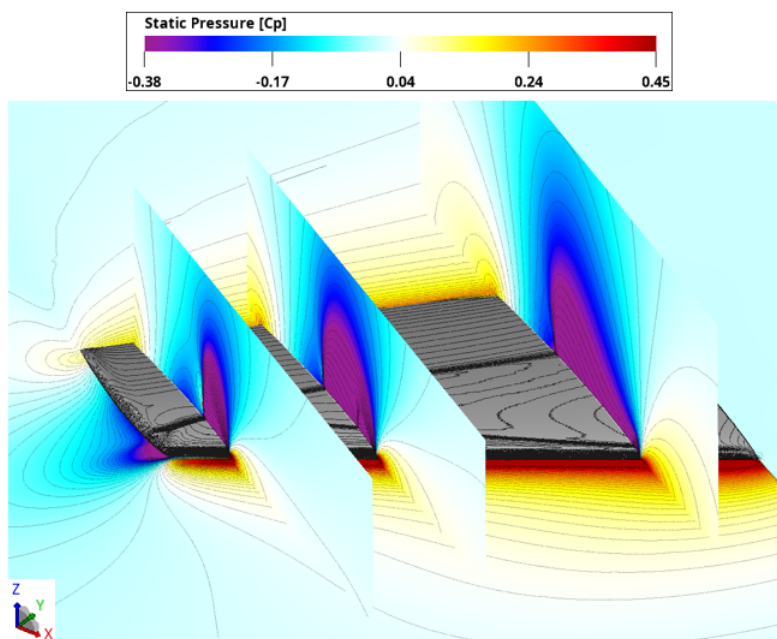


Fig. 8. Static pressure distribution around the ONERA M6 wing under transonic conditions

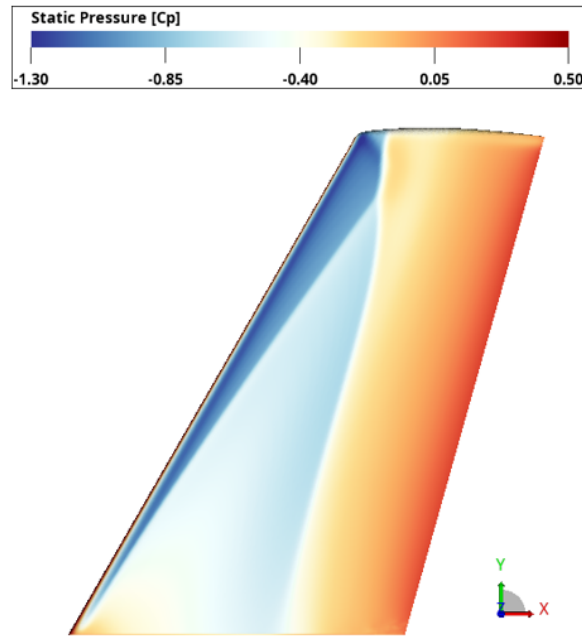


Fig. 9. Static pressure distribution on the ONERA M6 wing surface under transonic conditions

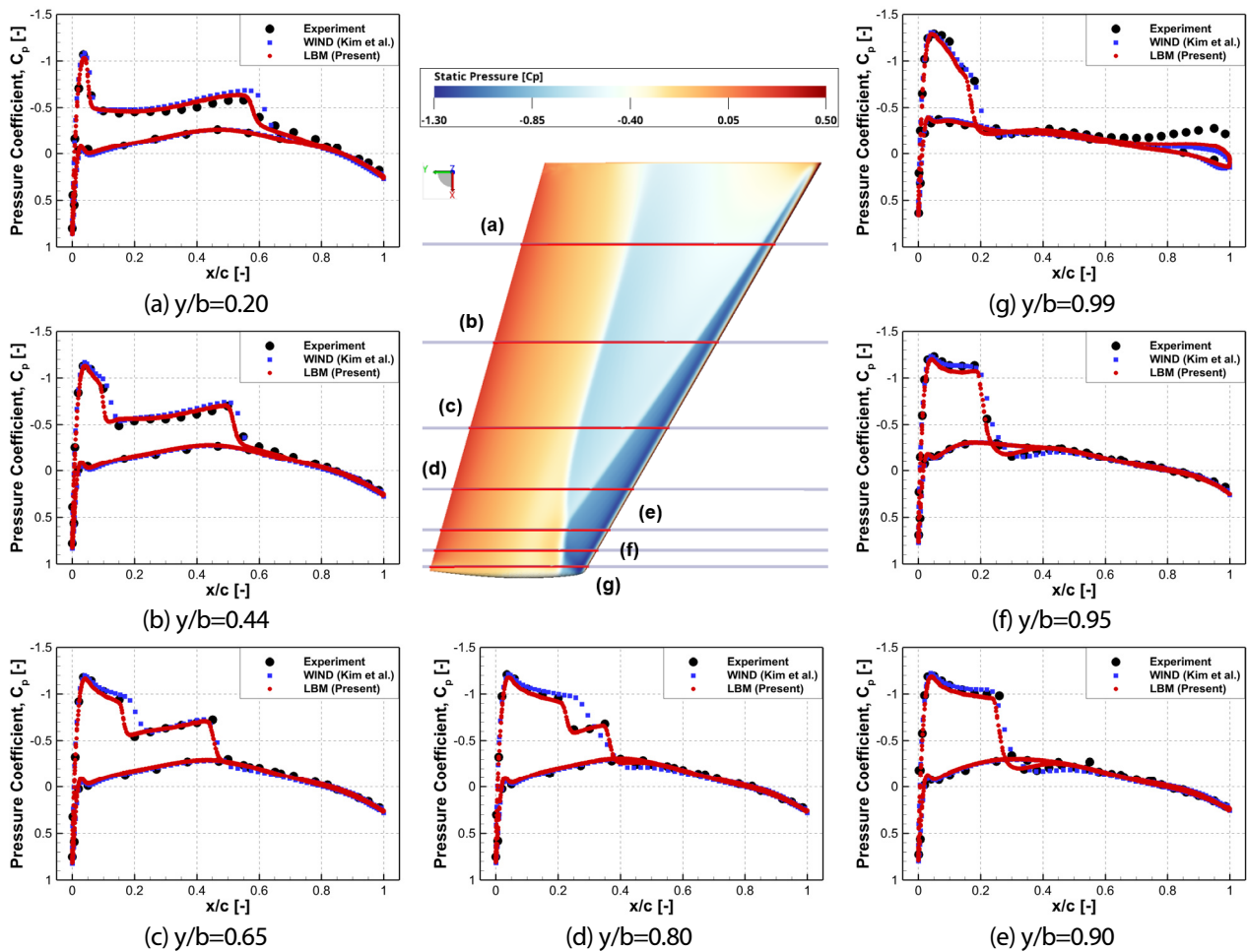


Fig. 10. Comparison of pressure coefficient distributions at seven spanwise sections of the ONERA M6 wing with experimental data and WIND results

### 3.3 UH-1H 로터 끝단 충격파 및 HSI 소음 예측

앞선 3.1절과 3.2절에서는 2차원 에어포일과 3차원 날개 형상에 대해 충격파 예측 성능을 검증하였으며, 충격파 위치와 압력 분포 특성이 정성적 및 정량적으로 물리적 일관성을 가지고 재현됨을 확인하였다. 본 절에서는 이러한 검증 결과를 바탕으로, 제자리 비행 상태의 로터에서 회전 운동에 의해 형성되는 천음속 유동을 대상으로 팁 속도 변화에 따른 충격파 거동과 이에 의해 발생하는 음향 압력 특성을 분석하고자 한다. 이를 위해 서로 다른 팁 속도 조건에서 형성되는 로터 윗면의 충격파 구조를 비교하고, 충격파 변화가 원방 음압에 미치는 영향을 FW-H 기반 음향 해석 결과를 통해 함께 고찰하였다. Fig. 11은 UH-1H 축소 로터의 제자리 비행 해석에 사용된 계산 영역과 경계 조건, 그리고 로터 형상을 개략적으로 나타낸 것이다. 계산 영역은 로터 직경  $D$ 를 기준으로 모든 방향에 대해 충분히 확장된 정육면체 형태로 설정하였으며, 로터 상하류 및 측면 방향으로  $20D$ 의 크기로 설정하여 회전에 의해 형성되는 비정상 유동과 충격파 전파가 외부 경계의 영향을 받지 않도록 구성하였다. 경계 조건은 자유류 속도를  $0\text{ m/s}$ 로 설정한 Pressure and Velocity Inlet 조건을 적용하였고, 나머지 외곽 경계에는 Pressure Outlet 조건을 적용하였다.

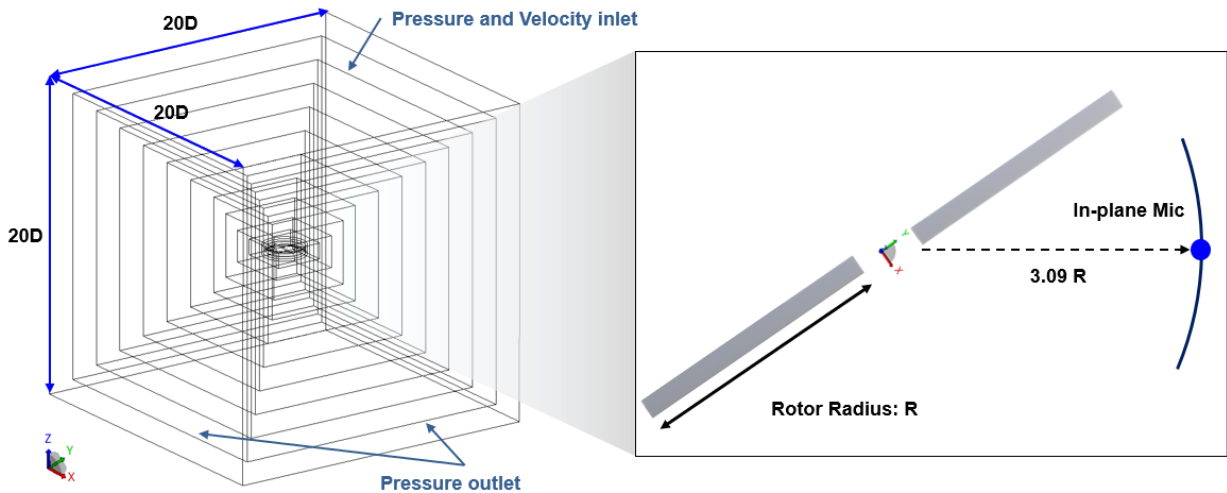


Fig. 11. Computational domain and rotor configuration for the UH-1H rotor simulation

본 연구에서는 로터 형상으로 UH-1H 헬리콥터 로터의 1/7 축소 스케일 모델을 사용하였다. 해당 로터는 2매의 블레이드로 구성된 단일 로터 모델로, 비양력(Non-lift) 조건을 가정하여 블레이드에 비틀림(Twist)은 적용하지 않았다. 이를 통해 양력 발생에 따른 유동 및 하중 변화의 영향을 최소화하고, 회전 운동에 의해 블레이드 팁 부근에서 형성되는 충격파와 이에 기인한 HSI 소음을 분리하여 분석하고자 하였다. 블레이드 형상은 시위 길이가 일정한 직사각형 형태로 설정하였으며, 블레이드 단면에는 NACA 0012 에어포일을 적용하였다. 블레이드 피치각은  $0^\circ$ 로 설정하여 비양력 상태에서 회전에 따른 팁 속도 변화의 영향을 분석하였고, 팁 속도에 따른 충격파 발생 특성을 비교하기 위해 팁 마하수를 0.85, 0.88, 0.95의 세 가지 조건으로 설정하였다. 전산 해석은 회전각 기준  $0.25^\circ$ 의 시간 간격(Time Step)으로 수행하였으며, 이는 회전익 로터에서 발생하는 비정상 충격파 거동과 이에 따른 고주파 HSI 음향 성분을 충분한 시간 해상도로 포착하기 위함이다. 음향 해석을 위한 원방 음압 평가는 Fig. 11에 나타난 바와 같이 로터 회전면 내(In-plane)에 배치된 가상 마이크로폰 위치에서 수행하였다. 마이크로폰은 로터 중심으로부터 반경 방향으로  $3.09R$  떨어진 위치에 배치하여, 블레이드 팁 부근에서 발생한 나선형 충격파가 전파되어 도달하는 HSI 음향 성분을 포착하도록 하였다. 이러한 마이크로폰 배치는 UH-1H 로터의 HSI 소음 해석을 다른 기존 실험 연구[30]에서 사용된 설정을 참고하여 결정하였다. 또한, 본 연구에서는 해당 위치에

서 계산된 음압 신호를 기반으로 팁 마하수 변화와 투과면 설정에 따른 HSI 소음 특성을 비교 분석하였다. 유동 및 음향 신호가 충분히 발달된 이후의 결과를 분석하기 위해 총 10회전의 해석을 수행하였다. 계산에는 앞서 RAE 2822 에어포일, ONERA M6 날개 검증 연구에서 활용한 동일한 사양의 클러스터를 사용하였으며, 640 Cores 병렬 계산을 통해 각 해석 케이스당 약 48시간이 소요되었다. 주요 해석 조건과 파라미터는 Table 5와 Table 6에 정리하였고, 격자계 구성과 투과면 설정은 Fig. 12에 제시하였다.

**Table 5.** Geometric parameters of the UH-1H rotor

|                           |        |
|---------------------------|--------|
| Rotor radius[m]           | 1.045  |
| Hub radius[m]             | 0.118  |
| Chord length[m]           | 0.0762 |
| Number of blades[-]       | 2      |
| Collective pitch angle[°] | 0      |

**Table 6.** Simulation conditions for the UH-1H rotor

|                       |                    |
|-----------------------|--------------------|
| Flight condition      | Hovering           |
| Tip Mach number[-]    | 0.85 / 0.88 / 0.95 |
| Time step[°]          | 0.25               |
| Revolution[-]         | 10                 |
| Simulation time[hrs.] | 48(640 Cores)      |

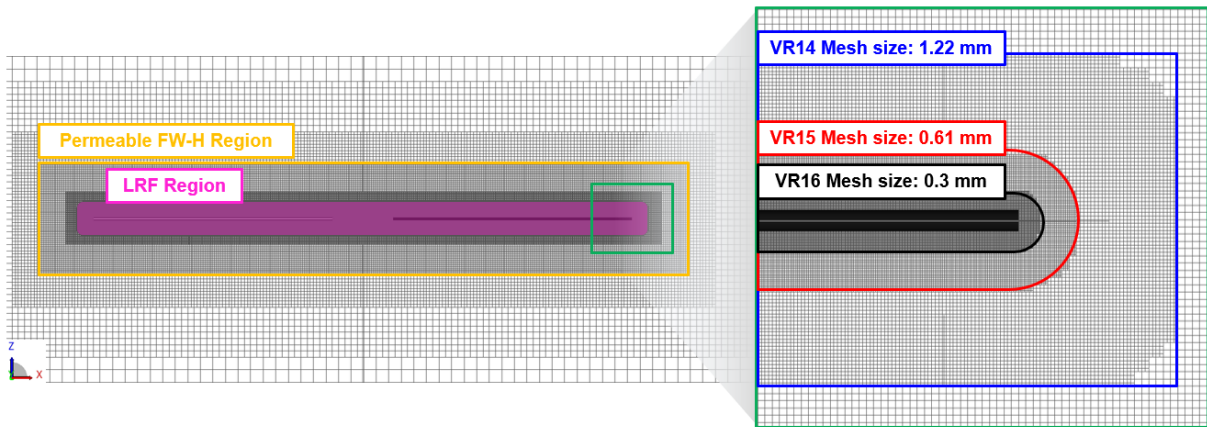


**Fig. 12.** Computational grid for the UH-1H rotor, showing the local reference frame(LRF) region, and the permeable FW-H surface used for acoustic analysis

로터 주위에서 형성되는 충격파 구조와 비정상 후류를 해석하기 위해, 블레이드 주변 중 충격파와 강한 압력 구배가 형성되는 영역을 중심으로 국부적인 격자 세분화를 적용하였다. 격자 민감도 특성을 평가하기 위하여 최소 격자 크기를 0.5 mm, 0.38 mm, 0.3 mm로 단계적으로 변화시켜 전산 해석을 수행하였다. 각 격자 해상도에 따른 전체 격자 개수는 각각 약 1.9억 개(0.5 mm), 3억 개(0.38 mm), 4.5억 개(0.3 mm)로 구성되었다. 격자 해상도가 증가함에 따라 블레이드 팁 부근에서 형성되는 충격파 구조의 해상도와 음압 파형의 고주파 성분 재현성이 향상되는 경향이 확인되었다. 충격파 위치 및 강도 재현성과 HSI 소음 예측 정확도를 종합적으로 고려한 결과, 블레이드 시위 길이의 약 0.4%에 해당하는 0.3 mm 최소 격자 해상도를 최종 격자 조건으로 선정하였다. 음향 해석을 위해 로터를 둘러싸는 투과면을 정의하였고, 해당 투과면은 로터 회전에 의해 형성되는 후류와 충격파 구조를 충분히 포함하도록 배치하였다. 또한 투과면 크기에 따른 원방 음압의 민감도를 평가하기 위해 서로 다른 투과면 크기에 대한 음압 비교를 추가적으로 수행하였다. 회전하는 로터 블레이드는 Sliding Mesh 기법을 적용한 국부 회전 영역인 LRF로 둘러싸여 있으며, 이 영역을 통해 로터의 회전 운동이 모사된다.

본 절에서는 팁 속도 변화에 따른 회전익 로터 블레이드 윗면의 충격파 구조를 정성적으로 분석하였다. 먼저 팁 마하수 증가에 따른 충격파 형성 경향을 파악하기 위해, Fig. 13에 서로 다른 팁 마하수 조건( $M_{Tip} = 0.85, 0.88, 0.95$ )에서 블레이

드 반경 방향 위치( $r/R = 0.89, 0.96$ )에 따른 압력계수 분포를 비교하여 제시하였다. 각 반경 위치에서의 압력계수 분포를 살펴보면, 팁 마하수가 증가함에 따라 블레이드 윗면 중후반부에서 압력 회복이 보다 급격해지며, 충격파에 의해 유도된 압력 변화가 점차 두드러지게 나타난다. 또한 동일한 팁 마하수 조건에서도  $r/R$ 이 증가할수록 유효 마하수가 증가함에 따라 충격파 위치가 시위 방향으로 이동하고, 압력 회복 기울기 역시 증가하는 경향을 보인다. 이러한 변화는 블레이드 팁 부근에서 가장 뚜렷하게 나타나며, 회전익 로터에서 팁 속도와 반경 방향 위치가 충격파 형성에 중요한 역할을 함을 시사한다. 세 가지 조건 중 팁 마하수 0.95 조건에서는 충격파에 의한 압력 변화가 가장 크게 나타나, 충격파 구조가 충분히 발달된 상태임을 확인할 수 있다.

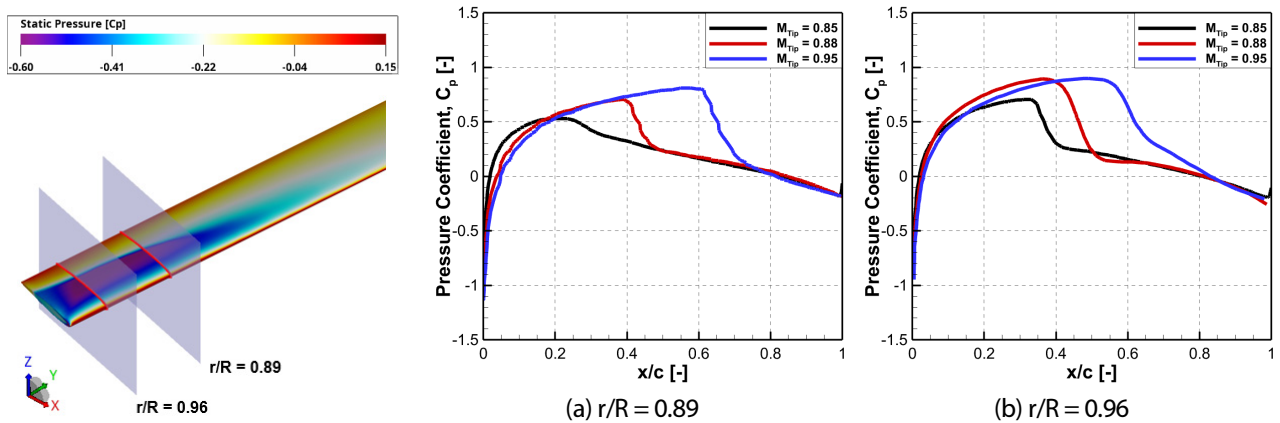


Fig. 13. Pressure coefficient distributions on UH-1H rotor blade sections at  $r/R = 0.89$  and  $0.96$  for different tip Mach numbers

압력계수 분포를 통해 확인된 충격파 형성 경향을 공간적으로 살펴보기 위해, Fig. 14에는 서로 다른 팁 마하수 조건에서 UH-1H 로터 주위에 형성되는 정압 분포를 나타내었다. 로터 주변에서는 블레이드 팁 부근에서 형성된 충격파가 블레이드 단면에 국한되지 않고, 회전 방향을 따라 공간적으로 감기며 전파되는 3차원 구조를 형성한다. 이는 회전 속도가 반경 방향으로 증가함에 따라 블레이드 팁 부근에서 국부적인 초음속 영역이 먼저 형성되고, 이로 인해 충격파가 회전 운동과 함께 나선형으로 발달하는 회전익 로터의 전형적인 특성에 해당한다. 팁 마하수가 증가할수록 나선형 충격파의 강도와 공간적 확산 범위가 확대되며, 특히 팁 마하수 0.95 조건에서는 블레이드 팁에서 시작된 충격파가 회전 방향으로 뚜렷하게 감기며 전파되는 양상이 관찰된다. 반면 상대적으로 낮은 팁 마하수 조건에서는 충격파 강도와 공간적 전파 범위가 제한적으로 나타나, 팁 속도 증가에 따라 나선형 충격파 구조가 단계적으로 발달함을 알 수 있다.

Fig. 15는 팁 마하수 0.95 조건에서 UH-1H 로터 블레이드 팁 부근의 정압 분포와 함께, 서로 다른 투과면 오프셋 거리 (0.1 m, 0.2 m, 0.35 m)에 따른 투과면 위치를 나타낸 것이다. 투과면 오프셋 거리가 증가함에 따라 블레이드 팁에서 형성되는 강한 비정상 압력 변동 영역과 나선형 충격파 구조로부터 투과면이 점차 멀어지는 경향이 나타난다. 회전익 로터의 HSI 소음은 블레이드 팁 부근에서 발생하는 강한 충격파와 이에 따른 충격파 압력 변동에 의해 지배되므로, 투과면이 해당 영역을 충분히 포함하는지가 음압 예측의 정확도에 중요한 영향을 미친다. Fig. 16은 서로 다른 투과면 설정에 대해 계산된 음압 신호를 실험 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 투과면 오프셋 거리가 증가할수록 계산된 음압 신호의 진폭이 감소하고, 충격파 압력 변화에 기인한 고주파 성분의 크기와 파형이 실험 결과와 차이를 보이는 경향이 관찰된다. 이는 투과면이 로터 후류 유동장을 충분히 포함하지 못하면 주요 음원 정보가 누락되는 반면, 투과면이 블레이드 팁 부근으로부터 멀어지면 투과면 내에 포함될 수 있는 수치적인 오차가 증가하여 FW-H 적분 결과에 영향을 미치기 때문이다. 선행 연구

에서도 HSI 소음은 블레이드 팁 부근의 충격파 및 비선형 유동 구조에 의해 지배되며, 충격파성 압력 교란의 피크 크기와 파형은 충격파 강도, 격자 배치, 투과면 설정 및 Quadrupole Source 영역의 포함 여부에 따라 달라질 수 있음을 확인하였다[11,14,30,31]. 특히  $\text{Time} = 0.5 \text{ ms}$  부근은 음압 신호에서 충격파성 압력 변동이 급격하게 나타나는 구간으로, 투과면 위치에 따른 충격파 강도 및 압력 변동 피크 차이가 국부적으로 반영될 수 있다. 따라서 해당 구간의 차이는 충격파성 음원 정보가 FW-H 적분면에 전달되는 과정에서 투과면 설정에 따라 발생한 국부적인 파형 차이로 판단된다. 이러한 분석을 통해, HSI 소음 예측을 위해서는 후류 유동장을 포함하면서도 충격파성 음원의 고주파 성분이 충분히 유지되는 영역에 투과면을 배치하는 것이 중요함을 확인하였다. 본 연구에서는 로터 팁에서 0.1 m 오프셋된 투과면을 최종 설정으로 채택하였다.

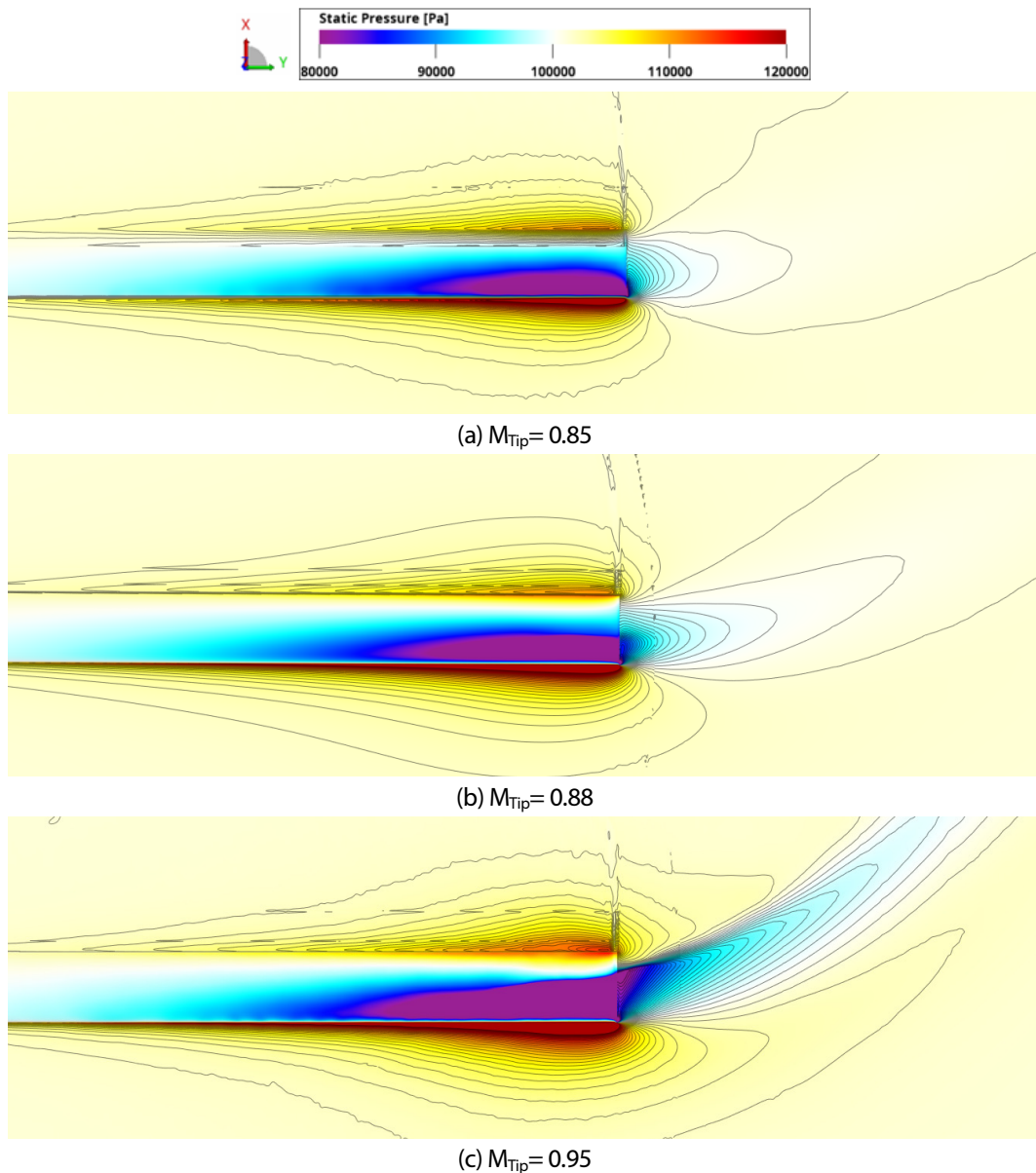


**Fig. 14.** Static pressure distributions near the blade tip region of the UH-1H rotor for different tip Mach numbers

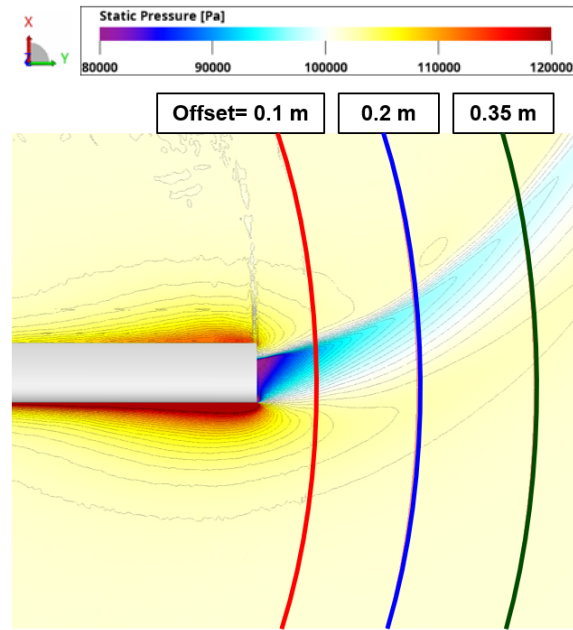


Fig. 15. Locations of permeable surfaces with different offset sizes from the blade tip of the UH-1H rotor at  $M_{Tip} = 0.95$

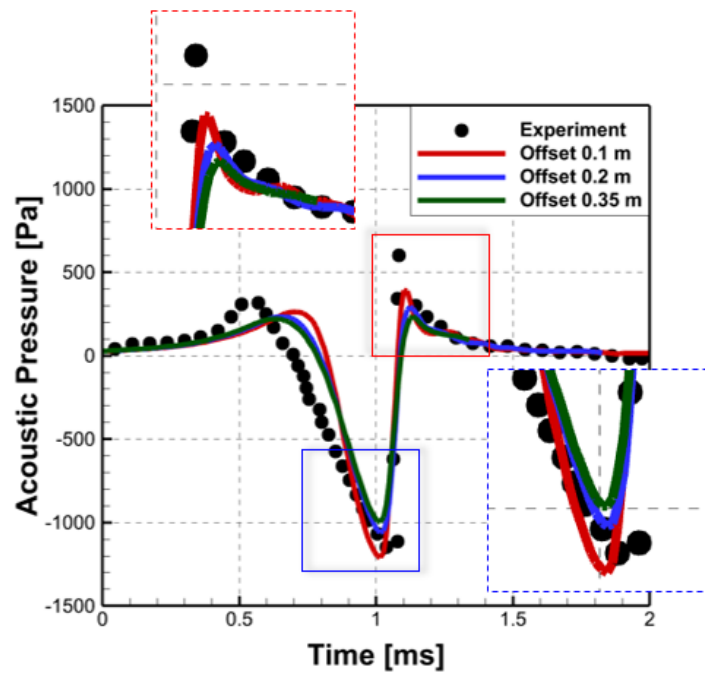


Fig. 16. Comparison of HSI acoustic pressure for different permeable surface sizes at  $M_{Tip} = 0.95$ , compared with experimental data

Fig. 17은 팁 마하수 0.85, 0.88, 0.95 조건에서 UH-1H 로터의 HSI 소음 해석 결과를 실험값[30] 및 타 전산 해석 결과와 함께 비교하여 나타낸 것이다. Euler 해석은 점성 효과를 직접적으로 고려하는 데에는 제한이 있고[31], RANS 해석은 점성 효과를 포함할 수 있으나, 난류모델과 격자 구성에 따라 비정상 압력 변동 및 음압 예측에 차이가 발생할 수 있고 [14,32]. 전반적으로 LBM 기반 전산 해석 결과는 음압 신호의 위상과 진폭 수준에서 실험 결과와 유사한 경향을 보였으며, 팁 마하수 증가에 따른 HSI 소음의 변화 특성을 적절히 예측하였다. 다만 팁 마하수 0.85 조건에서는 실험값에 비해 음

압 피크가 다소 낮게 예측되는 경향이 나타났다. 선행 LBM 기반 UH-1H 로터 HSI 소음 해석 연구에서도 동일한 조건에서 유사한 과소 예측 경향이 보고된 바 있으며, 해당 조건은 충격파가 블레이드 표면과 팁 부근에 국부적으로 형성되는 국부 충격파(Localized Shock) 조건으로, 충격파 강도와 확산 범위가 상대적으로 작은 것으로 설명된다[33]. 따라서 팁 마하수 0.85 조건은 충격파 강도와 공간적 확산 범위가 상대적으로 작은 국부 충격파 조건으로 볼 수 있다. 한편, D3Q39 기반 압축성 LBM 검증 연구에서는 충격파 위치와 강도는 전반적으로 잘 포착되지만, 점성 효과와 격자 해상도 영향으로 충격파 두께가 다소 완만하게 재현될 수 있음이 보고된 바 있다[22]. 이에 따라 팁 마하수 0.85 조건에서 나타난 음압 하강 피크의 과소 예측은 약한 국부 충격파 조건에서 충격파 전후 압력 구배가 다소 완만하게 재현되고, 그 결과 충격파성 압력 변동이 FW-H 음향 적분에 상대적으로 낮게 반영된 영향으로 판단된다. Fig. 17의 비교 결과 일부 구간에서는 기존 RANS 또는 Euler 해석 결과가 실험값과 더 근접한 경향을 보이나, 본 연구의 LBM 결과 역시 팁 마하수 변화에 따른 HSI 음압의 주요 경향을 전반적으로 재현하였다. 팁 마하수가 증가함에 따라 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형 충격파의 강도가 강화되고, 이에 따라 음압 신호에서는 충격파에 의해 유도된 급격한 상승과 하강이 뚜렷하게 나타난다. 팁 마하수 0.95 조건에서 나타나는 큰 음압 하강 피크 이후의 회복 구간에서는 실험값과 전산 해석 결과 간에 일부 차이가 관찰된다. 이러한 경향은 HSI 소음 예측 연구에서 공통적으로 보고되는 특징으로, 충격파에 의해 생성되는 급격한 음압 변화는 비교적 명확하게 포착되는 반면, 이후 회복 구간은 블레이드 끝단에서 발생하는 와류와 나선형 충격파가 상호작용하며 형성되는 복잡한 비선형 유동 효과에 의해 변화하기 때문이다[9,14]. 또한 HSI 소음은 강한 비선형 압축성 현상을 포함하므로, 충격파 전파 과정에서의 점성 효과, 격자 해상도에 따른 근접장 압력 변동의 재현 차이, 그리고 음향 적분 과정에서의 위상 차이가 파형 후반부의 진폭 차이에 영향을 미칠 수 있다[14]. HSI 소음 예측에서는 투과면에서 취득되는 압력 및 속도 변동과 시간 변화 정보가 음압 파형 예측에 직접적으로 반영되므로, 투과면 내부 유동장 데이터의 해상도와 격자 배치가 중요하다. LBM 해석은 낮은 수치 소산 특성과 직교 격자 기반의 국부 격자 세분화가 가능하므로, 블레이드 팁 부근의 충격파 및 후류 구조가 포함된 비정상 유동장 데이터를 정교하게 확보하는 데 유리하다[8,22].

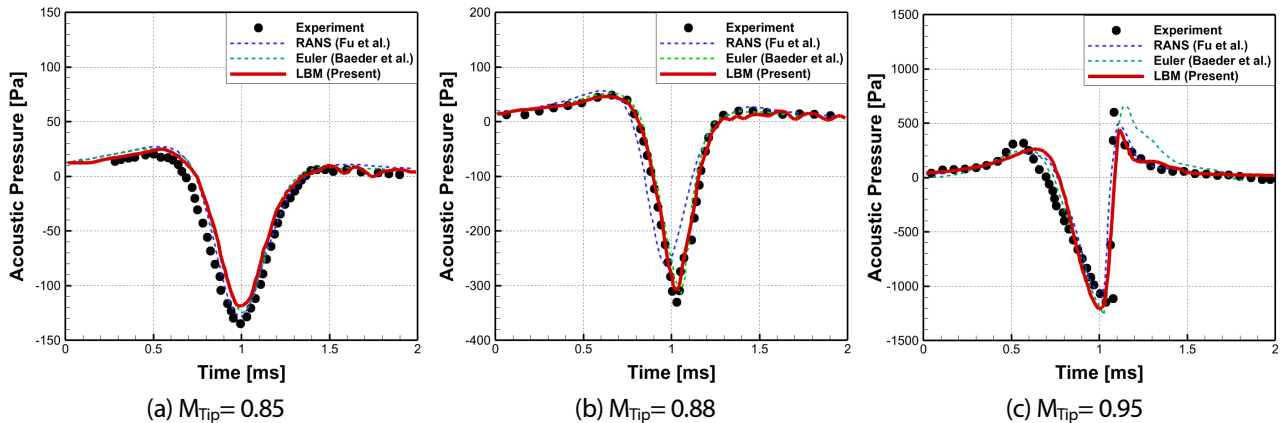


**Fig. 17.** Comparison of HSI acoustic pressure results for different tip Mach numbers ( $M_{Tip} = 0.85, 0.88, 0.95$ ), comparing the LBM results with experimental data and other numerical methods

본 절에서는 UH-1H 회전익 로터를 대상으로 팁 속도 변화에 따른 전음속 충격파 구조와 이에 기인한 HSI 소음 특성을 종합적으로 분석하였다. 먼저 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형 충격파의 공간적 구조와 발달 양상을 살펴본 결과, 팁 마하수가 증가함에 따라 충격파의 강도와 기울기가 뚜렷하게 증가하고, 그에 따라 음압 신호에서 급격한 압력 변동 성분이 강화되는 경향을 확인하였다. 이는 회전면 상에서 형성되는 나선형 충격파 구조가 HSI 소음의 지배적인 음원으로 작용함을 보여준다. 또한 투과면 오프셋 거리에 따른 음압 예측 결과를 비교함으로써, 로터 후류 및 나선형 충격파 구조를 충

분히 포함하면서도, 투과면에서 취득되는 충격파성 압력 및 속도 변동의 피크 크기와 위상 정보가 적절히 유지될 수 있도록 투과면 크기를 설정하는 것이 중요함을 확인하였다. 특히 팁 부근의 강한 압력 구배 영역을 포함하는 투과면 설정이 HSI 음압의 진폭 및 위상 재현에 직접적인 영향을 미친다는 점을 정량적으로 분석하였다. 이러한 결과를 통해 LBM 기반 전산 해석과 투과면 기반 FW-H 음향 해석 기법이 회전익 로터의 HSI 소음 예측에 적용 가능함을 확인하였다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 LBM 기반 전산 해석과 투과면 기반 FW-H 음향 해석 기법을 이용하여 회전익 로터에서 발생하는 충격파 구조와 이에 기인한 고속 충격성 소음(HSI) 특성을 체계적으로 분석하였다. 먼저 해석 기법의 신뢰성을 검증하기 위하여 2차원 RAE 2822 에어포일과 3차원 ONERA M6 날개에 대한 천음속 유동 해석을 수행하였으며, 압력계수 분포 및 충격파 발생 위치를 실험 결과와 비교함으로써 본 연구에서 적용한 LBM 기반 전산 해석이 충격파 구조를 물리적으로 일관되게 재현할 수 있음을 확인하였다. 특히 3차원 날개 해석에서는 스펠 방향 위치에 따른 충격파 구조 변화와  $\lambda$  형태의 압력 분포가 정성적으로 확인되었으며, 표면 압력계수 분포를 실험 결과와 비교함으로써 본 해석 기법의 3차원 천음속 유동 해석 능력을 검증하였다. 이후 UH-1H 헬리콥터 로터의 1/7 축소 스케일 모델을 대상으로 제자리 비행 조건에서 팁 속도 변화에 따른 천음속 유동 및 HSI 소음 특성을 분석하였다. 로터 블레이드 팁 부근에서는 회전 운동에 따른 유입류의 속도 차이로 인해 충격파가 단순한 2차원 구조가 아닌 공간적으로 감기며 전파되는 나선형 충격파 구조로 발달함을 확인하였으며, 팁 마하수 증가에 따라 충격파의 강도와 공간적 발달 정도가 점진적으로 강화되는 경향을 관찰하였다. 이러한 나선형 충격파 구조는 회전익 로터에서 발생하는 HSI 소음의 지배적인 음원으로 작용하며, 블레이드 팁 부근에서 형성되는 강한 비정상 압력 변동이 음향 신호의 주요 성분을 결정함을 물리적으로 확인하였다. 또한 투과면 기반 FW-H 음향 해석에서 투과면 크기가 HSI 소음 예측에 미치는 영향을 분석하였다. 투과면은 로터 후류 유동장을 포함하도록 설정할 필요가 있으나, 투과면이 블레이드 팁 부근의 충격파성 음원 영역으로부터 과도하게 멀어질 경우 투과면에서 취득되는 압력 및 속도 변동의 피크 크기와 위상 정보가 달라져 음압 예측 결과에 영향을 미칠 수 있음을 확인하였다. 이에 따라 본 연구에서는 블레이드 팁 부근에서 형성되는 나선형 충격파와 주요 후류 구조를 동시에 포함할 수 있는 투과면 크기를 최종적으로 채택하였으며, 해당 설정에서 계산된 음압 결과가 실험 결과와 가장 잘 일치함을 확인하였다. 이는 정확한 HSI 소음 해석을 위해서는 로터 주변 영역의 격자 조밀도와 투과면 영역의 적절한 크기가 중요함을 시사한다. 마지막으로 팁 마하수 변화에 따른 HSI 음압 결과를 실험 및 기존 전산 해석 기법과 비교한 결과, 본 연구의 LBM 기반 전산 해석은 팁 마하수 증가에 따른 음압 변화 경향과 음압 파형의 주요 특징을 전반적으로 잘 재현하였다. 이를 통해 LBM 기반 전산 해석과 투과면 기반 FW-H 음향 해석 기법이 회전익 로터의 HSI 소음 예측에 적용 가능함을 확인하였다. 특히 본 연구는 단일 검증 케이스의 재현에 국한되지 않고, 2차원 에어포일, 3차원 유한날개 및 회전익 로터 해석을 동일한 LBM/FW-H 해석 체계에서 순차적으로 수행함으로써 천음속 충격파 구조와 HSI 소음 특성을 단계적으로 검증하였다. 이러한 결과를 통해 향후 로터 팁 형상 변경, 다공성 물질 적용 등 HSI 소음 저감을 위한 로터 블레이드 설계 연구에 활용 가능한 해석적 기반을 구축하였다.

향후 연구에서는 LBM 기반 전산 해석 및 투과면 기반 FW-H 음향 해석 기법을 바탕으로, 회전익 로터에서 발생하는 충격파 및 HSI 소음 저감을 위한 확장 연구를 수행할 예정이다. 먼저 로터의 팁 형상 및 앞전 형상 변화와 같은 형상 기반 저감 기법에 대한 전산 해석을 수행하고, 블레이드 표면에 다공성 물질을 적용하여 충격파 완화 가능성을 검토할 계획이다. 고정의 천음속 유동에서는 다공성 표면을 통해 충격파 강도 및 압력 구배가 완화될 수 있음이 보고된 바 있으며, 이를 회전익 로터에 적용할 경우 충격파 기반 압력 변동과 HSI 소음 특성에 미치는 영향을 물리적으로 평가할 수 있을 것으로 기대된다.

## 후기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(RS-2024-00397400, RS-2025-25423496). 이 연구는 2026년도 경상국립대학교 글로벌대학30사업에 의하여 수행되었습니다.

## References

- [1] 2020, Kwon, Y.M. and Park, J.S., "Performance and Airloads Analyses for a Rigid Coaxial Rotor of High-speed Compound Unmanned Rotorcrafts," *J. KIMS Technol.*, Vol.23, No.4, pp.311-318.
- [2] 1986, Schmitz, F.H. and Yu, Y.H., "Helicopter Impulsive Noise: Theoretical and Experimental Status," *J. Sound Vib.*, Vol.109, No.3, pp.361-422.
- [3] 1977, Schmitz, F.H., Boxwell, D.A. and Vause, C.R., "High-Speed Helicopter Impulsive Noise," *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol.22, No.4, pp.28-36.
- [4] 2003, Brentner, K.S. and Farassat, F., "Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors," *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol.39, No.2-3, pp.83-120.
- [5] 2005, Morgans, A.S., Dowling, A.P. and Hynes, T.P., "Transonic Helicopter Noise," *AIAA J.*, Vol.43, No.7, pp.1512-1524.
- [6] 2018, Huang, Z., Siozos-Rousoulis, L., De Troyer, T. and Ghorbaniasl, G., "Helicopter Rotor Noise Prediction Using a Convected FW-H Equation in the Frequency Domain," *Appl. Acoust.*, Vol.140, pp.122-131.
- [7] 1997, Lee, S., Kim, J., Yu, Y.H. and Isom, M.P., "Prediction of Rotor High-Speed Impulsive Noise with a Combined CFD-Kirchhoff Method," *J. Sound Vib.*, Vol.207, No.4, pp.453-464.
- [8] 2019, Romani, G. and Casalino, D., "Rotorcraft Blade-Vortex Interaction Noise Prediction Using the Lattice-Boltzmann Method," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.88, pp.147-157.
- [9] 1983, Boxwell, D.A., Schmitz, F.H., Spletstoeser, W.R. and Schultz, K.J., "Model Helicopter Rotor High-Speed Impulsive Noise: Measured Acoustics and Blade Pressures," NASA Technical Memorandum 85850.
- [10] 1989, Purcell, T.W., "A Prediction of High-Speed Rotor Noise," AIAA Paper 89-1132.
- [11] 2021, Kim, K.R., Park, S.H., Park, M., Jung, S.N. and Kim, C.-J., "Efficient Methodology with Grid Configurations for HSI Noise Prediction in Hover," *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, Vol.22, No.3, pp.502-513.
- [12] 1998, Brentner, K.S. and Farassat, F., "An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces," *AIAA J.*, Vol.36, No.8, pp.1379-1386.
- [13] 1998, Morino, L., Gennaretti, M., Iemma, U. and Salvatore, F., "Aerodynamics and Aeroacoustics of Wings and Rotors via BEM - Unsteady, Transonic, and Viscous Effects," *Comput. Mech.*, Vol.21, pp.265-275.
- [14] 2022, Fu, J. and Vigeveno, L., "Aeroacoustic Modeling of Helicopter Transonic Rotor Noise," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.122, 107430.
- [15] 2017, Lee, S., Brentner, K.S. and Morris, P.J., "Long-Range and Nonlinear Propagation of Helicopter High-Speed Impulsive Noise," *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol.62, No.2, 022007.
- [16] 1994, Brentner, K.S. and Farassat, F., "Helicopter Noise Prediction: The Current Status and Future Direction," *J. Sound Vib.*, Vol.170, No.1, pp.79-96.
- [17] 2023, Hwang, Y.H., Kim, S.J., Cho, K.C., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Analysis of Tip Clearance Effect on Aerodynamic and Acoustic Performance of the Ducted Fan," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.28, No.4, pp.106-116.
- [18] 2021, Lee, H.J., Yang, J.Y., Myong, R.S. and Lee, H., "Aerodynamic Analysis of Rotor Blade in Hovering and Forward Flight Using Lattice-Boltzmann Method," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.26, No.4, pp.115-124.
- [19] 1954, Bhatnagar, P., Gross, E. and Krook, M., "A Model for Collision Processes in Gases. I. Small Amplitude

Processes in Charged and Neutral One-Component System,” *Phys. Rev.*, Vol.94, pp.511-525.

- [20] 2006, Shan, X., Yuan, X.-F. and Chen, H., “Kinetic Theory Representation of Hydrodynamics: A Way Beyond the Navier-Stokes Equation,” *J. Fluid Mech.*, Vol.550, pp.413-441.
- [21] 2003, Chen, H., Kandasamy, S., Orszag, S.A., Shock, R., Succi, S. and Yakhot, V., “Extended Boltzmann Kinetic Equation for Turbulent Flows,” *Science*, Vol.301, pp.633-636.
- [22] 2014, Fares, E., Wessels, M., Zhang, R., Sun, C., Gopalaswamy, N., Roberts, P., Hoch, J., Chen, H., Li, Y. and Gopalakrishnan, P., “Validation of a Lattice-Boltzmann Approach for Transonic and Supersonic Flow Simulations,” AIAA Paper 2014-0952.
- [23] 2015, Li, Y., Jammalamadaka, A., Gopalakrishnan, P., Gopalaswamy, N., Sun, C., Zhang, R. and Chen, H., “Exploring an LBM-VLES Based CFD Approach for Predictions of Aero-Thermal Flows in Generic Turbomachinery Devices,” AIAA Paper 2015-4128.
- [24] 2025, Song, H.S., Hwang, Y.H., Myong, R.S. and Lee, H., “Comparative Analysis of Aerodynamic and Acoustic Performance Between Distributed Electric Propulsion and Equivalent Single Propeller,” *J. Fluid Mech.*, Vol.30, No.4, pp.1-18.
- [25] 1982, Farassat, F. and George, P.S., “The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise,” *Proceedings of the 38th American Helicopter Society Annual Forum*, Anaheim, CA, pp.497-507.
- [26] 1979, Cook, P.H., McDonald, M.A. and Firmin, M.C.P., “Pressure Distributions and Boundary Layer and Wake Measurements,” AGARD Report AR-138.
- [27] 1998, Slater, J.W., “RAE 2822 Transonic Airfoil: Study #1,” NPARC Alliance Validation Archive, NASA Glenn Research Center.
- [28] 1979, Schmitt, V. and Charpin, F., “Pressure Distributions on the ONERA-M6 Wing at Transonic Mach Numbers,” AGARD Report AR-138.
- [29] 2002, Slater, J.W., “ONERA M6 Wing: Study #1,” NPARC Alliance Validation Archive, NASA Glenn Research Center.
- [30] 1988, Purcell, T.W., “CFD and Transonic Helicopter Sound,” Associazione Industrie Aerospaziali and Associazione Italiana di Aeronautica ed Astronautica.
- [31] 1997, Baeder, J.D., Gallman, J.M. and Yu, Y.H., “A Computational Study of the Aeroacoustics of Rotors in Hover,” *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol.42, No.1, pp.39-53.
- [32] 2007, Song, W.P., Han, Z.H. and Qiao, Z.D., “Prediction of Hovering Rotor Noise Based on Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulation,” *J. Aircr.*, Vol.44, No.4, pp.1391-1394.
- [33] 2025, Pisharoti, N., Romani, G. and Casalino, D., “Lattice Boltzmann Simulation of Transonic Rotor Aerodynamics and Acoustics,” *51st European Rotorcraft Forum*.