



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 52(12), 985-998(2024)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2024.52.12.985

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

## 허브 페어링의 형상이 헬리콥터 피탐지성에 미치는 영향 : I. 소음

강성우<sup>1</sup>, 최수민<sup>2</sup>, 박규태<sup>3</sup>, 명노신<sup>4</sup>, 이학진<sup>5</sup>

### Effect of Hub Fairing Shape on Low Observability of Helicopter : I. Noise

Sungu Kang<sup>1</sup>, Sumin Choi<sup>2</sup>, Kyutae Park<sup>3</sup>, Rho Shin Myong<sup>4</sup> and Hakjin Lee<sup>5</sup>

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea

#### ABSTRACT

The aerodynamic noise generated by the main rotor system, which consists of the rotor blades and hub, is one of the major factors reducing the survivability of helicopters operating at low speed and low altitude conditions. Therefore, hub fairings are designed to shield the hub structure from external flow. However, hub fairings induce complex wake structures and unsteady flow over the rotor blades, directly affecting the aerodynamic performance and noise generation. This study investigates the impact of different hub fairing shapes on rotor aerodynamics, wake structure, and noise level using hybrid CFD/CAA methods. The Spalart-Allmaras Detached Eddy Simulation (SA-DES) and Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) acoustic analogy based on the impermeable surface method are utilized. Computational analysis is performed under forward flight conditions, employing the overset grid technique to account for the pitch and flapping motions of the rotor blades. UH-60A helicopter in full configuration with circular, conical, and octagonal pyramid hub fairings is considered. The thrust and pressure coefficients of UH-60A rotor blades were compared with experimental data for solver validation at various advance ratios. The results indicated that the circular hub fairing produced the lowest drag but generated the highest noise level, which is about 6 dB louder compared to the conical hub fairing.

#### 초 록

전장에서 헬리콥터는 저속 및 저공비행 특징으로 인하여 적의 위협에 쉽게 노출될 수 있다. 특히 고속 전진 비행 시 외부 유동과의 간섭으로 주로터의 허브에서 발생하는 항력은 헬리콥터 생존성 저하의 주요 요인이다. 또한, 허브에서 생성되는 후류와 블레이드 간의 간섭으로 헬리콥터에서 높은 소음이 발생할 수 있다. 따라서 허브 페어링을 허브 구조물에 장착하여 외부 유동을 차폐하지만, 허브 페어링 또한 로터 블레이드 주변 유동 발달에 영향을 미치므로 로터의 공력 성능 및 소음 발생에 영향을 미친다. 본 연구에서는 허브 페어링 형상이 헬리콥터의 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 SA-DES 전산해석과 비투과면 FW-H 음향상사법을 이용하여 분석하였다. 헬리콥터는 UH-60A 모델을 사용하였고 허브 페어링 유무와 페어링 형상에 따른 영향을 고려하기 위해 원형, 원뿔대, 그리고 팔각뿔대 페어링 형상을 고려하였다. 전진 비행 조건에서 전기체 형상에 대한 전산해석을 수행하였고, Overset 중첩 격자기법을 적용하였다. 전진비에 따라 예측된 로터 블레이드의 추력계수와 압력계수를 실험값과 비교함으로써 해석자 검증을 수행하였다.

+ Received : June 20, 2024    Revised : August 25, 2024    Accepted : October 21, 2024

<sup>1</sup> M.S. Student, <sup>2</sup> M.S. Student, <sup>3</sup> M.S. Student, <sup>4</sup> Professor, <sup>5</sup> Associate Professor

<sup>5</sup> Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr ORCID 0000-0002-4459-9858

© 2024 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

로터 허브의 페어링 형상에 따른 영향성을 분석한 결과, 형상이 원형일 때 항력이 가장 작게 해석되었지만, 소음의 경우 원뿔대인 경우보다 소음이 6 dB 크게 예측되며 가장 크게 예측되었다.

**Key Words** : Helicopter(헬리콥터), Hub Fairing(허브 페어링), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Computational Aeroacoustics(전산공력소음), Aerodynamic Noise(공력 소음)

## 1. 서 론

전장에서 헬리콥터는 아군과 근접해 있는 상황에서 적을 공격하는 근접항공지원(Close Air Support)을 포함하여 정찰 및 감시, 병력 및 물자 수송 등 여러 주요한 역할을 맡는다[1]. 하지만 헬리콥터의 저속 및 저공비행 특징으로 인하여 적에게 쉽게 탐지될 수 있다. 21세기 이후 주요 전장에서 헬리콥터의 피격률과 손실률을 조사하였을 때, 헬리콥터의 피격률은 90% 이상을 차지하였다[2]. 따라서 전장 환경에서 헬리콥터의 생존성을 높이고 작전 수행을 무사히 완수하기 위해서는 헬리콥터의 피탐지성을 줄이는 스텔스 기술이 필요하다[3-6]. 헬리콥터의 피탐지성에 영향을 미치는 주요 요소로는 헬리콥터의 형상으로부터 반사되어 탐지되는 레이더, 추진 시스템으로부터 방출되는 열에 의한 적외선 신호, 그리고 주로 로터 블레이드의 회전으로 인하여 발생하는 소음이 있다. 그 중, 저공비행하는 헬리콥터로부터 발생하는 소음은 지상에 적에게 쉽게 탐지될 수 있으므로 헬리콥터의 소음을 저감해야 한다. 헬리콥터의 소음을 저감시켜 생존성을 높이기 위해 많은 연구가 진행됐다. Hwang 등[7]은 블레이드 끝단 주위에 덕트 형상을 적용하여 고도각에 따른 소음을 약 7 dB 줄였다. Afshari와 Karimian[8]은 블레이드의 끝단 형상을 변형시킴으로써 7 dB 만큼의 소음저감을 달성하였다. Kim 등[9]은 로터-기체 형상에서 기체의 형상에 따른 소음 변화를 분석하였고, 기체 형상에 따라 최대 4 dB의 소음이 저감되는 것을 확인하였다.

Figure 1과 같이 최근에는 고속 장거리 비행을 목적으로 차세대 기동 헬기가 개발되고 있으며, 주로터 허브



Fig. 1. Helicopters with hub fairing

시스템에 허브 페어링을 장착한다. 주로터의 허브는 고속 전진 비행 시 허브에서 생성되는 후류가 로터 블레이드와 블레이드에서 생성되는 후류 간의 간섭으로 인하여 높은 소음을 유발한다. 공력적인 측면에서도 주로터의 허브는 헬리콥터 전체 항력의 25%를 차지하는 항력을 생성하는 등 헬리콥터의 공력과 소음에 영향을 미쳐, 생존성을 저하시키는 주요 구성품이다[10,11]. 따라서 외부 유동과의 간섭으로 인하여 허브에서 발생하는 유동 박리를 감소시키고 동체와의 간섭으로 발생하는 항력을 줄이기 위해 허브 페어링을 허브 구조물에 부착한다[12]. 허브 페어링의 형상에 따라 유동 박리의 규모와 표면 마찰의 크기가 달라지고, 결과적으로 헬리콥터 항력의 크기를 결정한다[13]. 또한, 허브 페어링의 형상은 반사되는 레이더 신호뿐만 아니라 허브 주위의 유동장 발달에도 큰 영향을 미치므로 소음의 크기를 결정하는 주요 인자이다. 헬리콥터의 주로터에 허브 페어링을 부착한 형상에 대한 실험 및 수치해석적 선행연구들이 보고됐다. Khier[14]은 허브 페어링을 부착한 로터 블레이드의 회전 여부에 따른 항력 분포를 비교하였다. Renaud 등[15]은 허브 페어링의 부착 여부가 헬리콥터 동체의 항력과 유동장에 미치는 영향을 해석하였다. Graham 등[16]은 허브 페어링과 파일론 간의 간섭으로 발생하는 항력을 실험으로 측정하였다. 허브 페어링의 형상 변화에 따른 영향성 분석과 관련된 연구도 지속적으로 수행되었다. Zhou 등[17]은 단일로터의 제자리 비행 조건에서 허브 페어링 형상이 소음과 Radar Cross Section에 미치는 영향을 분석하였다. Montana[18]는 전진 비행 조건에서 허브 페어링의 형상이 허브의 공력에 미치는 영향을 실험으로 해석하였다. 언급된 선행연구에서는 대부분 허브 페어링을 포함한 로터 시스템에 대한 공력해석을 수행하거나 제자리 비행 조건에서 단일로터의 소음을 예측하였다. 하지만, 고속 전진 비행 시 허브 및 동체에서 발생하는 항력은 헬리콥터의 순항속도 및 거리를 결정하는 중요한 요인이므로 허브 페어링 형상을 포함한 헬리콥터 전기체에 대한 전진 비행 해석이 필요하다. 또한 소음에 대한 저피탐성을 확보하기 위해서는 허브 페어링 형상에 따른 소음 특성 변화를 고찰하는 연구가 필요하다.

본 연구에서는 Spalart-Allmaras 난류 모델 기반의 Detached Eddy Simulation(DES) 기법을 활용하여 UH-60A 전기체 형상의 공력해석을 수행하였고, 허브 페어링을 포함한 로터 블레이드에서 발생하는 소음은 Ffowcs-Williams and Hawkins(FW-H) 방정식 기반의 음향상사법을 통해 예측하였다. 전산해석을 위해

STAR-CCM+ 상용 소프트웨어를 활용하였다. 허브 페어링의 형상에 따른 공력과 소음의 해석 결과를 비교하기 위해 허브를 차폐하지 않은 경우와 원형, 원뿔대, 팔각뿔대의 허브 페어링을 사용한 헬리콥터의 공력성능과 소음을 면밀히 비교 및 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 전산해석기법

#### 2.1.1 공력해석 기법

본 연구에서는 로터 블레이드와 허브 페어링에서 발생하는 공력 및 소음 특성을 분석하기 위해 DES 전산해석 기법을 활용하였다. DES는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 지배방정식과 Large Eddy Simulation(LES) 지배방정식의 특징을 결합한 혼합형 모델링 접근 방식이다. DES의 난류 모델은 경계층과 비회전 흐름 영역이 RANS를 통하여 해결되도록 설정되어 있지만, 격자가 충분히 조밀한 경우 분리된 흐름 영역에서는 LES의 Subgrid Scale(SGS) 모델을 모방한다. 따라서 경계층에서는 RANS를, 비정상적으로 분리된 영역에서는 LES를 사용하여 두 기법의 장점을 모두 활용할 수 있다. DES는 Delayed Detached Eddy Simulation(DDES)과 Improved Detached Eddy Simulation(IDDES)으로 나눌 수 있고, 본 연구에서는 SGS 모델의 길이를 벽면으로부터의 거리에 따라 달리하여, 벽면으로부터의 거리가 경계층의 두께보다 작은 영역에서는 RANS의 난류 모델을 사용할 수 있는 IDDES를 사용하였다. RANS의 난류 모델에 따라 Spalart-Allmaras DES, Elliptic Blending k- $\epsilon$  DES, Shear Stress Transport k- $\omega$  DES로 구분할 수 있다. 본 연구에서는 대규모의 복잡한 유동장을 낮은 계산 비용으로 해석할 수 있고 벽면 근처에서의 난류 해석의 정확도가 높은 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하였다[19]. 이때 Spalart-Allmaras의 모델은 난류 경계층에서의 유동을 정확하게 해석할 수 있으며, 복잡한 난류 특성을 상대적으로 효율적으로 해석할 수 있는 Standard Spalart-Allmaras(SSA) 모델을 사용하였다[20,21].

모멘텀 방정식에서 RANS의 평균 속도  $\bar{\mathbf{v}}$ 와 LES의 필터링된 속도  $\tilde{\mathbf{v}}$ 은 식 (1), (2)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{\mathbf{v}}) + \nabla \cdot (\rho\bar{\mathbf{v}} \otimes \bar{\mathbf{v}}) = \\ - \nabla \cdot \bar{\mathbf{p}}\mathbf{I} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) + \mathbf{f}_b \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\mathbf{v}}) + \nabla \cdot (\rho\tilde{\mathbf{v}} \otimes \tilde{\mathbf{v}}) = \\ - \nabla \cdot \tilde{\mathbf{p}}\mathbf{I} + \nabla \cdot (\tilde{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{SGS}}) + \mathbf{f}_b \end{aligned} \quad (2)$$

여기서  $\mathbf{I}$ 는 단위 텐서이며,  $\mathbf{f}_b$ 는 물체로부터 발생하는 합력이다. RANS 모델에서 Reynolds Stress Tensor

( $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ )는 시간과 길이 척도에 대한 함수로 식 (3)으로 나타내고, LES의 경우 식 (4)로 나타낸다.

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = f(\nabla \cdot \bar{\mathbf{v}}, k, \epsilon) \quad (3)$$

$$\mathbf{T}_{\text{SGS}} = f(\nabla \cdot \tilde{\mathbf{v}}, \Delta) \quad (4)$$

이때  $\Delta$ 는 격자의 필터 폭을 의미한다. 필터 폭의 값이 벽면과 유체 간의 거리보다 작은 경우 SA 모델을 사용하고, 값이 더 큰 경우에는 SGS 모델을 사용한다. 본 연구에서는 경계층 간의 거리를 고려하여 필터의 폭을 0.04 mm로 지정하였다[22].

식 (1), (2)의 유사성은 정의에 따라 달라지는 정량  $\hat{u}_i$ 를 계산하기 위해 식 (5)처럼 통합된 접근 방식을 사용할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\hat{\mathbf{v}}) + \nabla \cdot (\rho\hat{\mathbf{v}} \otimes \hat{\mathbf{v}}) = \\ - \nabla \cdot \hat{\mathbf{p}}\mathbf{I} + \nabla \cdot (\hat{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{model}}) + \mathbf{f}_b \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 모델링된  $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ 는 식 (6)으로 정의되고,  $l_k$ 와  $f\Delta$ 는 각각 난류 길이 척도와 감쇠함수이다.

$$\mathbf{T}_{\text{model}} = f\Delta \left( \frac{\Delta}{l_k} \right) \mathbf{T}_{\text{RANS}} \quad (6)$$

본 연구에서 비점성 대류항은 Roe's Flux Difference Splitting Scheme(FDS)을 사용하였고, 공간에 대한 이차 정확도로 확보하였다. 전진 비행 시 로터 블레이드 전진면에서 발생하는 충격파에 의한 수치 진동을 억제하기 위해 Venkatakrishnan 기울기 제한자(Limiter)를 사용하였다. 비정상 해석을 위해 이중시간 전진법(Dual Time Stepping)을 이용하였다.

#### 2.1.2 소음해석 기법

로터 블레이드에서 발생하는 소음원에는 블레이드의 회전 시 유체의 이동에 의하여 발생하는 두께 소음(Thickness Noise), 블레이드의 표면에 작용하는 공기력에 의한 하중 소음>Loading Noise), 회전하는 블레이드와 블레이드 끝단에서 발달한 강한 끝단 와류 간의 간섭으로 발생하는 소음(Blade Vortex Interaction Noise, BVI Noise), 로터 블레이드의 전진면에서 발생하는 고속 충격파 소음(High-speed Impulsive Noise, HSI Noise) 등이 있다[23]. 또한, 허브 페어링과 로터 블레이드 간의 간섭현상으로는 허브 페어링에서 발생한 후류와 블레이드 간의 간섭으로 발생하는 소음이 있다.

본 연구에서는 허브 페어링과 로터 블레이드에서 발생

하는 소음을 FW-H 방정식의 이론적인 해인 Farassat 1A 식을 이용한 음향 상사법을 통해 예측하였다[24]. 헬리콥터에서 발생하는 소음의 기여도 중 주로터의 블레이드에서 발생하는 소음이 가장 높고, 동체의 소음 기여도는 상대적으로 낮은 편이다. 또한, 본 연구에서는 허브 페어링 형상 변형에 따른 공력 특성 변화가 소음 발생에 미치는 영향을 상대적으로 비교하는 것이 주된 목적이므로 동체를 소음원으로 고려하지 않았다. 따라서 허브 페어링과 로터 블레이드의 표면만을 소음해석을 위한 비투과성 표면(Impermeable Surface)으로 지정하였다. 비투과성 표면에서 발생하는 두께소음과 하중소음은 비투과면 경계조건의 음향상사법을 통해 예측하였다. 이를 통해 해석된 음압과 파동은 Farassat 1A의 식 (7)~(9)를 통해 수음자 위치에 전파되는 각 소음의 크기로 계산되었다. 식 (7)에서  $p'_T$ 과  $p'_L$ 은 각각 두께소음, 하중소음의 음압이며, 식 (8), (9)에 표현된 대괄호 내의 항들은 지연시간(Retarded Time)에서 계산된 값이다[25]. 여기서  $v_n$ 은 표면에서의 수직속도이고  $M_r$ 은 소음원에서 수음자로 향할 때의 마하수이다.  $L_r$ 는 로터 블레이드의 하중 벡터이고,  $L_i$ 는  $L_r$ 를 시간에 대하여 미분한 값이다.

$$p'(x,t) = p'_T(x,t) + p'_L(x,t) \tag{7}$$

$$p'_T(x,t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \tag{8}$$

$$p'_L(x,t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{i_r}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[ \frac{l_r - l_M}{r^2|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{L_r (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \tag{9}$$

소음원과 수음자 사이의 공간적 거리( $r$ )를 음파가 이동하는 데 필요한 시간만큼의 시간 지연이 발생하므로 수음자에 전파되는 소리는 음원에서 발생한 시점보다 늦게 전파된다. 따라서 소음원과 수음자 간의 거리와 지연 시간은 식 (10)~(12)로 나타낸다[26].

$$r = |x_i - y_i| \tag{10}$$

$$\hat{r}_i = \frac{x_i - y_i}{r} \tag{11}$$

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} \tag{12}$$

### 2.1.3 블레이드 운동 및 트림

전진 비행하는 헬리콥터 로터 블레이드에서는 방위각 변화에 따라 블레이드에 유입되는 상대속도의 변화가 발생한다. 이로 인해 전진면에서는 국부 마하수가 증가하여 충격파가 형성되고, 후퇴면에서는 유동의 박리로 인한 실속 현상이 발생하여 비대칭적인 공력하중 분포가 발생한다. 따라서 방위각 변화에 따라 발생하는 양력 불균형을 해소하기 위해 헬리콥터의 로터 블레이드는 주기적인 플랩핑 및 피칭 운동이 요구된다. 로터 블레이드의 플랩핑각  $\beta$ 와 피칭각  $\theta$ 은 방위각에 대하여 식 (13), (14)와 같이 주기 함수로 표현된다.

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\psi) + \beta_{1s} \sin(\psi) \tag{13}$$

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\psi) + \theta_{1s} \sin(\psi) \tag{14}$$

여기서  $\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}$ 는 각각 코닝각(Conning Angle)과 종방향 및 횡방향(Longitudinal and Lateral)의 조종성을 결정하는 플랩핑각이고,  $\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$ 는 각각 콜렉티브(Collective) 피칭각과 종방향 및 횡방향에 따른 사이클릭 피칭각,  $\psi$ 는 블레이드가 회전하는 방위각이다.  $\theta_0$ 는 추력의 크기를 결정하고  $\theta_{1c}$ 와  $\theta_{1s}$ 는 각각 롤링 모멘트와 피칭 모멘트를 제어한다.

로터 블레이드의 운동은 관성 좌표계에서 x-y-z축을 조합하여 삼차원 공간상에서 임의의 방향을 표현하는 Eulerian 각도법으로 표현될 수 있다. 로터의 회전축이 z축이고 x축과 y축이 방위각이 0°와 90°인 좌표계에서 피칭, 플랩핑, 회전에 따른 블레이드의 좌표 변환은 식 (15)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} \tag{15}$$

여기서  $(x_0, y_0, z_0)$ 는 방위각이 0°인 경우이고, +x 방향으로의 피칭각, -y 방향으로의 플랩핑각, +z 방향으로의 방위각에 대한 좌표 변환을 적용하였다.

전진 비행하는 로터 주위의 유동을 해석할 경우, 비행 시험으로 측정된 추력 및 모멘트와 공력을 일치시키기 위해 로터 블레이드가 회전 시 요구되는 여러 각도를 계산하는 자유비행 트림(Free-Flight Trim) 과정이 필요

하다. 이는 공력하중과 각 구성요소에 대한 자체 하중에 대한 정보가 요구되나, 본 연구에서 사용하는 모델인 UH-60A는 구체적인 하중 정보가 공개되지 않았다. 따라서, 본 연구에서는 비행시험에서 측정된 추력과 모멘트 값을 이용하여 주로터의 콜렉티브 피치각과 사이클릭 피치각을 계산하는 트림을 수행하여 피치각 계수  $\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$ 를 계산한 연구 사례를 참고하였고, 해당 피치각 정보를 Table 1에 나타내었다[27]. 이때 허브 페어링의 형상 변화가 소음에 미치는 영향성을 분석하기 위해 로터 블레이드는 동일한 자세각을 적용하여 동일한 힘이 발생하도록 설정하였다.

## 2.2 전산 해석 모델 및 유동 조건

### 2.2.1 UH-60A 해석 모델 및 허브 페어링 형상 정의

본 연구에서는 전진 비행하는 UH-60A 헬리콥터 전기체 모델을 이용하였고, 허브 페어링 형상에 따른 공력 및 소음 특성 변화를 고찰하기에 앞서 비행시험 데이터를 이용하여 해석자 검증을 수행하였다. UH-60A의 비행시험은 NASA/Army UH-60A Airloads Program[28]의 일환으로 수행되어 다양한 전진 비행 조건에 대한 공력 데이터가 존재하여 로터의 전산해석 검증을 목적으로 널리 사용됐다[29-32]. Fig. 2는 UH-60A 로터 블레이드의 플랜폼 형상을 나타내었고, 자세한 블레이드 형상 정보는 Table 2에 기입하였다. UH-60A 주로터 시스템은 16°의 비선형 비틀림이 존재하는 블레이드가 4매로 구성되어 있고 허브는 완전 관절형태이다. 블레이드는 SC1095와 SC1094R8 에어포일로 이루어져 있고, SC1095의 앞전의 형상을 처치도록 수정한 SC1094R8 에어포일은 SC1095와 코드 방향 기준으로 약 1°의 받음각 차이가 발생한다. 블레이드의  $r/R=0.93$ 부터는 20°의 뒷젓힘각,  $r/R=0.73\sim 0.87$  영역에서는 Trim Tab이 존재한다.

UH-60A 주로터의 허브를 차폐할 페어링의 형상에 따른 공력과 소음 성능 변화를 분석하기 위해 허브 페어링이 장착되지 않은 UH-60A 로터의 기본 허브 형상을 기준으로 정하였다. 허브 페어링의 경우 차세대 기동 헬리콥터인 SB>1 Defiant에서 사용하는 원형과 스텔스 기술을 적용한 군용 헬리콥터인 RAH-66 Comanche에서 사용하는 원뿔대 형상을 선정하였다. 이때 원형의 허브 페어링은 정면과 측면이 타원형으로 이루어져 있고, 윗면과 아랫면은 반지름이 일정한 원형이다. 원뿔대의 허브 페어링은 아랫면의 면적이 윗면의 면적보다 넓고, 윗면과 옆면을 이어주는 모서리는 곡면으로 이루어져 있다.

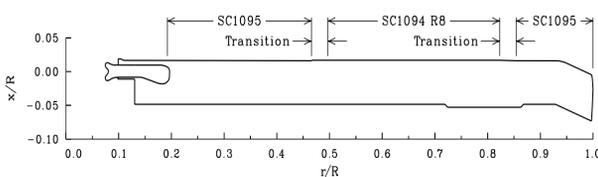


Fig. 2. Planform geometry of UH-60A blade[25]

Table 1. Trim angles of main rotor blade

Flight Test	Flapping		
	$\beta_0$	$\beta_{1c}$	$\beta_{1s}$
$\mu=0.368$	3.77°	1.12°	2.32°
	Pitching		
	$\theta_0$	$\theta_{1c}$	$\theta_{1s}$
	8.99°	5.89°	-2.69°

Table 2. Blade specification of UH-60A

Property	Value
Number of Blades	4
Airfoil	SC1095 / SC1094R8
Radius	322 in.
Chord	20.9 in.
Aspect Ratio	15.41
Twist (non-linear)	-16°
Tip Sweep (aft)	20°
Solidity	0.0826
RPM	258

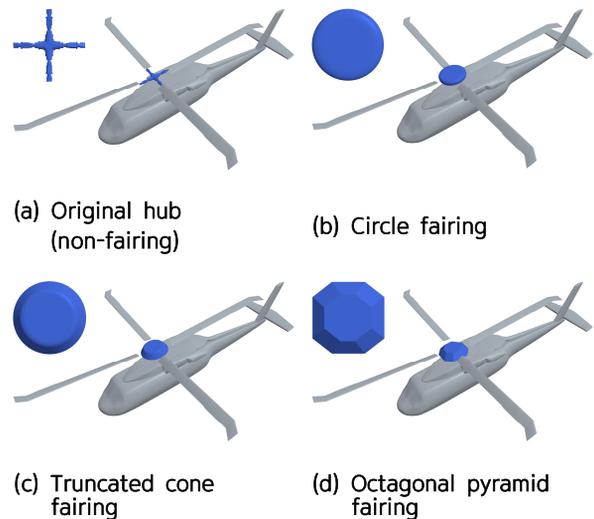


Fig. 3. Configurations of hub fairing

또한, 레이더로부터 허브 페어링이 반사되어 탐지될 가능성을 낮출 수 있는 팔각뿔대 형상을 원뿔대의 옆모서리를 각지게 하여 선정하였다. 이렇게 총 4가지 형상의 허브 페어링을 사용한 경우의 공력과 소음을 해석하였다. 이때 허브 페어링의 크기는 전기체의 전면에서 바라봤을 때 단면적이 동일하도록 설계하였다. UH-60A 전기체 형상과 적용된 각 허브 페어링 형상은 Fig. 3에 도시하였다.

### 2.2.2 계산 격자 및 경계조건

허브 페어링 형상에 따른 헬리콥터의 공력 및 소음해석을 위한 계산 영역과 헬리콥터 전기체 형상 근처의 격자계를 각각 Fig. 4와 Fig. 5에 나타내었다. 전기체 형상을 둘러싼 전체 계산 영역의 가로는 로터 지름(D)의 23배, 세로와 높이는 각각 10배로 지정하였다. 전체 계산 영역 중 전진 비행하는 방향의 면에는 Velocity Inlet 경계조건, 허브 페어링을 포함한 헬리콥터 전기체 형상에는 Wall 경계조건, 나머지 영역은 Pressure Outlet 경계조건을 부여하였다. 로터 블레이드와 허브 페어링의 최소 표면 격자 크기는 블레이드 끝단 시위 길이의 0.4%에 해당하는 2 mm로 구성하였다. 이때 최소 크기의 표면 격자는 블레이드의 앞전과 뒷전, 허브 페어링의 상하 단면의 모서리에 분포시켰다. 표면 격자의 높이는  $y^+ = 1$  조건을 만족하도록 0.0017 mm로 지정하였고, 1.2배의 성장률을 고려하여 0.3 mm 높이까지 20층으로 구성하였다. 로터 블레이드의 회전효과와 더불어 Pitching과 Flapping 운동을 적용하기 위해 Overset Mesh 기법을 적용하였다. 전산해석을 위해 각 블레이드당 300만 개, 허브 페어링에 150만 개를 포함하여 총 5,800만 개의 격자를 사용하였다. Fig. 6은 블레이드와 블레이드 주위의 격자 분포를 나타내었다.

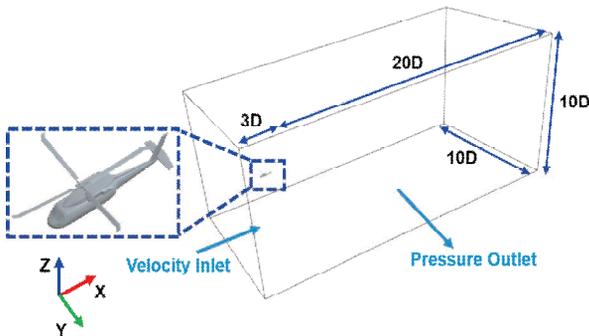


Fig. 4. Computational domain for simulating UH-60A helicopter in forward flight condition

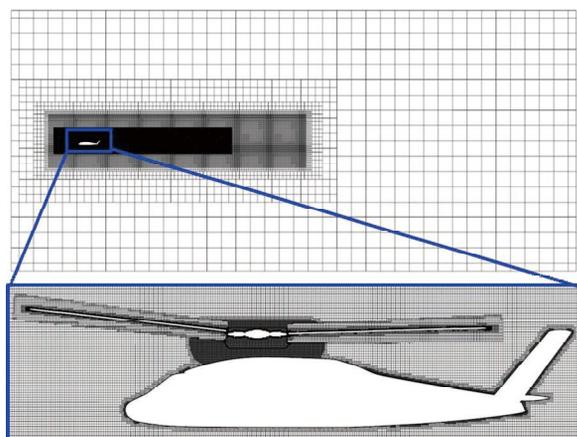


Fig. 5. Computational grid system

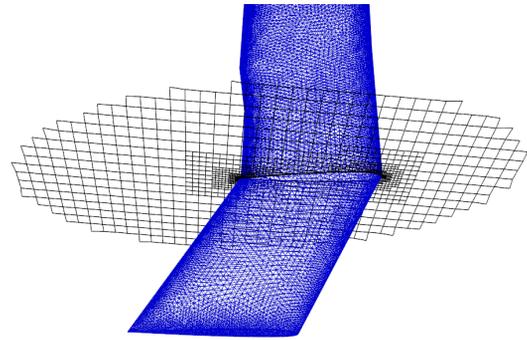


Fig. 6. Surface grid near the blade tip

Table 3. Simulation conditions

Property	Value
Pressure	101,325 Pa
Rotation Speed	258 RPM
Tip Mach Number	0.65
Advance Ratio	0.368
Total Revolution	10 Rev.
Reynolds Number	$6.9 \times 10^6$

Table 3은 헬리콥터 전진 비행 시뮬레이션을 위한 전산해석 조건을 나타내었다. 로터 블레이드의 회전속도는 258 RPM이고 블레이드 끝단의 마하수는 0.65, 전진비는 0.368이다. 충분한 주파수 해상도( $\Delta f$ , Frequency Resolution)를 확보할 수 있도록 로터 블레이드 회전 기준으로 10바퀴 회전할 때까지 전산해석을 수행하였다. 전산해석 결과, 약 3회전 이후부터 전기체의 공력 데이터는 충분히 수렴하였으므로 결과 분석에는 3회전 이후의 데이터를 이용하였다. 비정상 해석을 위한 시간 간격은 로터 블레이드 회전 방위각 기준으로  $1^\circ$ 로 설정하였다. 이중시간 전진법에서 내부 반복계산 횟수는 5회로 설정하였고, 이때 Residual은  $10^{-3}$ 까지 감소하였다.

### 2.2.3 비행 조건 및 로터 블레이드 자세각 조건

본 연구에서는 UH-60A 헬리콥터 비행시험 데이터 중 고속비행 조건인 전진비(Advancing Ratio,  $\mu$ ) 0.368 C8534 Flight Counter 조건에 대한 전산해석을 수행하였다. 해당 비행 조건은 로터 블레이드의 전진면에서 강한 충격파가 발생하는 것이 특징이다. 계산에 사용된 비행 조건에 대한 주로터의 추력계수( $C_T$ ), 끝단 마하수( $M_{Tip}$ ), Shaft Angle( $\alpha_s$ )을 Table 4에 정리하였다.

Table 4. Flight test condition of UH-60A

Flight counter	$\mu$	$C_T$	$M_{Tip}$	$\alpha_s$
C8534	0.368	0.006942	0.65	$-7.31^\circ$

## 2.2.4 마이크론 위치 정의

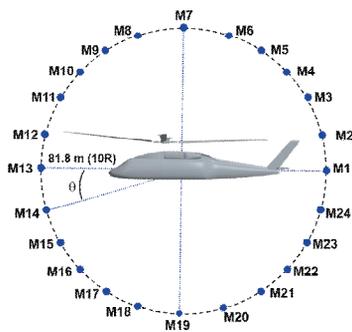
허브 페어링 형상의 변화에 따른 소음을 해석하기 위해 로터 블레이드의 회전 중심축을 기준으로 로터 반지름( $R$ )의 10배 지점인 81.8 m 거리에 방위각(Azimuth Angle) 및 고도각(Elevation Angle)에 따라  $15^\circ$  간격으로 24개씩의 마이크론을 배치하였다. 회전 중심축을 기준으로 방위각은  $\psi$ 로, 고도각은  $\theta$ 로 표현하였다. Fig. 7은 소음해석을 위해 배치한 마이크론을 방위각과 고도각 별로 나타내었다.

## 2.3 전산 해석 결과

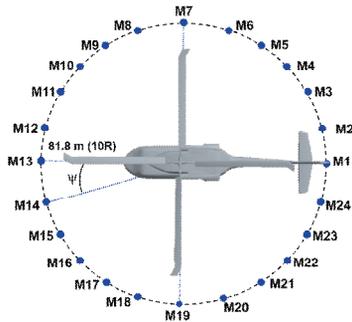
### 2.3.1 전산 해석자 검증

허브 페어링의 형상 변화에 따른 헬리콥터 전기체의 공력 및 소음의 특성을 분석하기 앞서 해석자 검증을 수행하였다. 전산해석 결과의 유효성을 검증하기 위해 전진비가 0.368인 조건에서 UH-60A 단일로터의 추력계수와 압력계수를 예측하고 실험값과 비교하였다. 단일로터의 10회전에 대한 전산해석 시간은 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1GHz 256 Cores를 이용한 병렬계산으로 약 26시간이 소요되었고, 허브 페어링이 장착된 전기체 형상의 경우 약 30시간이 소요되었다.

Figure 8은 단일로터 블레이드의 방위각이  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$ 일 때  $r/R=0.965$  위치에서 블레이드 단면의 압력계수 예측값을 비행시험 결과와 타전산해석 결과와

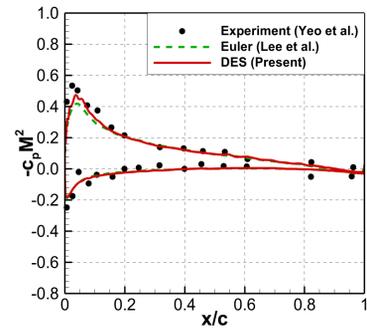


(a) Azimuth angle

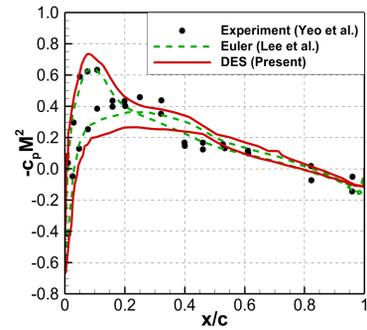


(b) Elevation angle

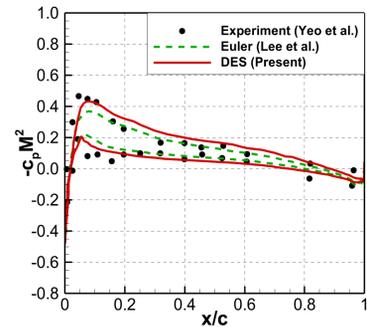
Fig. 7. Definition of microphone array



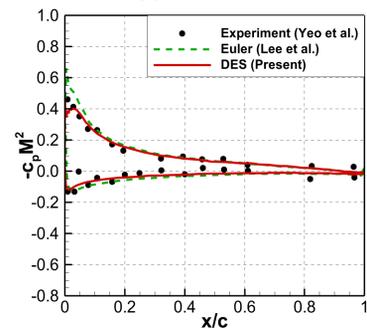
(a)  $\psi=0^\circ$



(b)  $\psi=90^\circ$



(c)  $\psi=180^\circ$



(d)  $\psi=270^\circ$

Fig. 8. Comparison of pressure coefficients of the rotor blade at  $r/R=0.965$

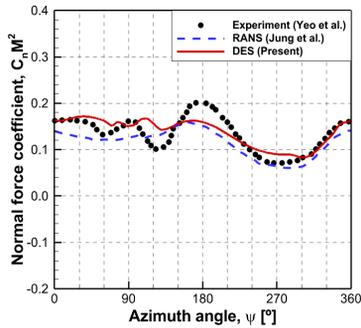
비교하였다[27,33]. 모든 방위각 조건에서 시위 길이에 따라 해석한 압력계수의 분포가 타전산해석 결과와 실험값과 유사한 것을 확인할 수 있다.

Figure 9는 UH-60A 단일로터의 방위각에 따른 수직력 변화를 로터 블레이드의  $r/R=0.675$ ,  $0.865$ ,  $0.965$

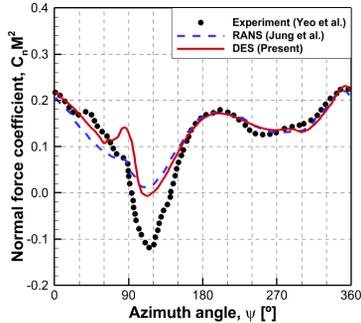
위치에서 비행시험 값 및 타전산해석 결과값과 함께 비교하였다[33,34]. 전진비가 0.368인 비행 조건으로 진행된 비행시험에서 측정된 로터의 전체 추력계수는 0.006942 이고 본 연구에서는 0.006973으로 해석되었으며, 실험값과 약 0.45% 오차를 가진다. 세 위치 모두 방위각에 대한 수직력 변화의 경향성은 실험값과 유사하게 해석되었다.  $r/R=0.675$ 와  $0.865$ 일 때 해석된 수직력은 충격과가 발생한 이후 영역인 방위각이  $90^{\circ}\sim 180^{\circ}$  범위에서 비행 시험값과 오차가 발생하였으나, 타전산해석 결과값과 유사한 결과가 도출되었다. 또한, 방위각이  $180^{\circ}$  이후 구간에서의 수직력은 실험값과 유사하게 예측되었다.

2.3.2 허브 페어링 형상에 따른 로터 성능 비교

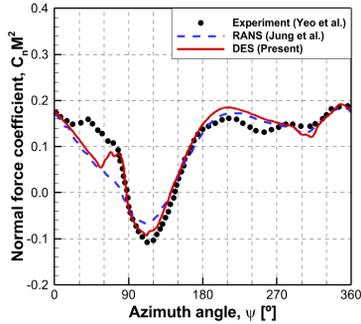
허브 페어링 형상의 변화가 헬리콥터의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 허브 페어링을 포함한 로터 시스템에서 발생하는 추력, 토크와 헬리콥터 전기체의 항력을



(a)  $r/R = 0.675$

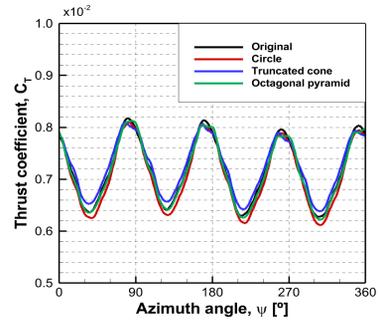


(b)  $r/R = 0.865$

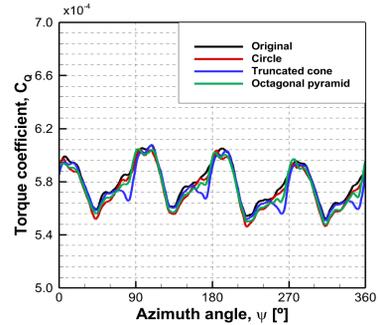


(c)  $r/R = 0.965$

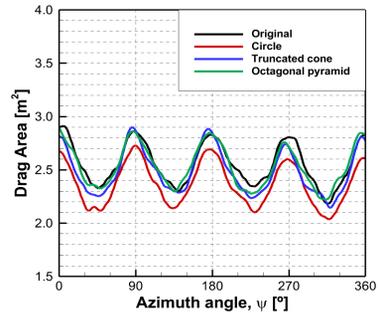
Fig. 9. Comparison of normal force coefficients of the rotor blade



(a) Thrust coefficient



(b) Torque coefficient



(c) Drag area coefficient

Fig. 10. Comparison of aerodynamic coefficients depending on the shape of hub fairing

Fig. 10에서 비교하였다. 여기서 추력과 토크는 로터 블레이드의 회전면을 기준으로 각각 수직 방향의 힘과 수평 방향의 모멘트를 의미한다. 또한, 항력면적은 항력계수에 헬리콥터의 면적을 곱한 값이다. 헬리콥터의 항력계수 정의에서 기준 면적을 정하는 것이 항력면적으로 나타내었다. 공력 데이터는 전체 회전수 10바퀴 중 마지막 바퀴의 결과를 이용하였다. 추력을 분석하였을 때, 원뿔대의 허브 페어링을 사용했을 때 최대 추력이 해석되었다. 원형의 허브 페어링은 원뿔대보다 2% 작은 최소추력이 예측되었다. 원형의 허브 페어링은 곡면으로 이루어져 있어 추력이 적게 발생하지만, 허브가 차폐되지 않은 경우는 허브와 블레이드를 이어주는 root-end에서 추가적인 추력을 생성한다. 원뿔대의 경우 아랫면의 모서리에서 유동의 박리가 크게 발생한다. 이에 따라 아랫면의 유동 속도가 감소하고 압력이 증가하여 원형인 경우보다 추가적인 추력을 생성한다.

다. 팔각뿔대의 허브 페어링도 아랫면의 모서리에서 유동의 박리로 인하여 아랫면의 압력이 증가하지만, 옆면과 윗면의 모서리에서 발생하는 유동 박리로 인하여 윗면의 압력이 증가하여 윗면과 아랫면의 압력 차가 작게 발생하여 원형인 경우보다 추력이 1% 더 크게 해석되었다. Fig. 10(b)와 같이 허브 페어링의 형상에 따른 토크계수 해석 결과를 보았을 때, 평균 토크는 모두 1% 내의 차이를 보이며, 유사한 값을 보인다. 이때 평균 토크는 회전축을 기준으로 로터 블레이드와 허브 페어링에서 발생한 토크 값을 한 바퀴 회전하는 동안 평균화한 값이다. 원뿔대의 허브 페어링에서 방위각이 80°, 170°, 260°, 350°일 때 토크는 허브가 차폐되지 않은 경우보다 약 3% 낮게 해석되었는데, 이는 허브 페어링에서 발생한 후류와 블레이드 간의 간섭이 원인으로 예측된다. Fig. 10(c)은 헬리콥터 전기체 형상에서 발생하는 항력을 항력면적으로 나타내어 비교하였다. 항력 또한 추력 및 토크와 마찬가지로 4/rev으로 진동이 발생하였다. 방위각이 90°와 270°인 경우는 상대적 회전속도가 가장 빠른 전진면과 받음각이 가장 큰 후퇴면에서 최고 진폭의 토크가 발생하였다. 방위각이 180°와 360°일 때는 블레이드와 외부 유동 간의 간섭이 적어 큰 토크가 발생하였다. 원형의 허브 페어링은 허브를 차폐하지 않은 경우보다 평균 항력면적이 약 7% 낮게 해석되었다. 원형 허브 페어링을 적용한 경우, 허브를 차폐하지 않은 경우보다 회전 시 외부 유동과의 간섭이 작아 박리현상이 작게 발생하여 항력이 감소하였다. 원뿔대 및 팔각뿔대의 허브 페어링에서의 평균 항력면적은 원형보다 5%와 7%씩 높게 해석되었다. 원형보다 원뿔대와 팔각뿔대는 곡면이 적게 존재하고 각진 모서리가 주로 존재하여 허브 페어링에서 유동 박리가 크게 발생하고 항력이 크게 해석되었다.

허브 페어링 형상에 따른 허브 페어링, 전기체 형상에서 발생하는 평균 항력면적을 계산하였고 전체 항력면적 중 허브 페어링에 의한 영향을 비율로 나타내어 Table 5에서 비교하였다. 전기체의 평균 항력면적에서는 큰 차이가 없지만 허브 페어링 유무와 페어링의 형상에 따라서는 유의미한 차이가 발생하였다. 원뿔대의 허브 페어링에서는 허브가 차폐되지 않은 경우보다 허브에서 발생하는 평균 항력면적이 각각 46%와 9% 감소하고, 전기체

Table 5. Drag area distribution of hub fairing

Hub fairing shape	Hub fairing [m <sup>2</sup> ]	Full configuration [m <sup>2</sup> ]	Drag ratio [%]
Original hub	0.306	2.553	11.95
Circle	0.164	2.364	6.96
Truncated cone	0.277	2.483	11.13
Octagonal pyramid	0.347	2.534	13.68

형상의 평균 항력면적이 감소하여 허브에서 발생하는 항력 비율이 각각 5%와 0.8% 감소하였다. 팔각뿔대의 경우 허브의 평균 항력면적이 1.3% 증가하지만, 전체 평균 항력면적이 감소하여 허브 페어링에서의 항력 비율이 2.7% 증가하였다. 팔각뿔대의 표면에 곡률이 없으므로 표면 압력이 증가하고 후면부에서 유동의 박리현상으로 인하여 항력이 증가하였다. 하지만, 팔각뿔대의 허브 페어링은 경우가 허브가 차폐되지 않은 경우보다 외부 유동과의 간섭이 적어 허브 페어링으로부터 생성된 후류와 블레이드 간의 간섭으로 생성된 항력이 적게 예측된 것으로 판단된다.

### 2.3.3 허브 페어링 형상에 따른 유동장 비교

Figure 11은 허브 페어링 형상이 공력에 미치는 영향을 분석하기 위해 허브 페어링의 정면과 상하면에서의 표면 압력계수를 나타내었다. 정면을 보았을 때, 허브가 차폐되지 않은 경우는 블레이드의 전진면에 위치하는 곳에서 가장 높은 압력이 예측되었다. 허브 페어링의 경우 원형 허브 페어링은 중앙에서, 원뿔대와 팔각뿔대 허브 페어링은 아랫면 주위에서 가장 높은 압력이 예측되었다. 허브 페어링의 아랫면을 보았을 때, 원형 허브 페어링보다 원뿔대와 팔각뿔대에서 더 높은 압력이 넓은 면적으로 분포한다. 이는 정면에서 허브 페어링과 충돌한 유동이 곡률이 없는 모서리를 통해 아랫면으로 흐를 때 박리현상이 일어나므로, 아랫면에서 유동의 속도가 감소하고 압력이 증가한 것이다. 허브 페어링의 윗면을 보았을 때, 원형과 원뿔대 허브 페어링의 옆면과 윗면이 곡면으로 이어져 있으므로 유동이 박리현상 없이 허브 페어링 위로 흐른다. 하지만 팔각뿔대는 옆면과 윗면이 각진 모서리로 이루어져 있어, 유동이 모서리를 지날 때 박리현상이 발생하며, 표면에서의 압력이 높게 해석되었다. 이에 따라 원뿔대와 팔각뿔대의 아랫면에서 압력이 높게 해석되었지만, 팔각뿔대의 윗면에서 압력이 원뿔대보다 더 크게 해석되어 추력이 1% 낮게 예측되었다. 표면 압력장을 참고하여 Fig. 12는 허브 페어링의 형상에 따른 속도장을 정면에서 나타내었다. 허브가 차폐되지

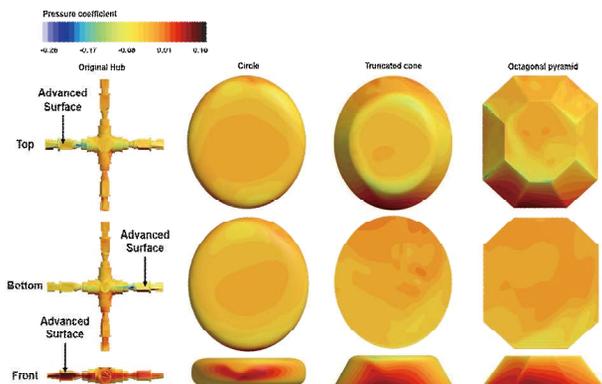


Fig. 11. Comparison of pressure coefficient on the surface of hub fairing

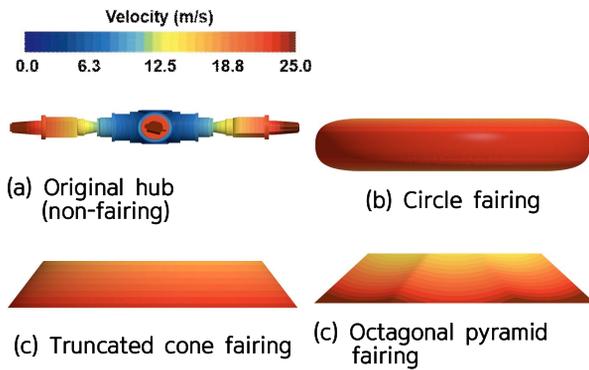


Fig. 12. Comparison of velocity on the surface of hub fairing

않았을 경우 전진면과 후퇴면 위치에서 가장 높은 속도가 예측되었다. 원뿔대 및 팔각뿔대 허브 페어링의 경우 아랫면에서 윗면으로 향할수록 유동의 속도가 감소하였으나, 원형에서는 속도 변화가 크게 나타나지 않았다. 특히, 팔각뿔대 허브 페어링은 각진 모서리로 인하여 속도가 절반만큼 감소하였다. 이를 통해 허브 페어링의 형상에 곡률이 있는 경우보다 없는 경우가 표면에서의 유동 속도의 변화가 큰 것을 확인할 수 있다.

허브 페어링의 형상이 표면의 마찰력에 미치는 영향을 분석하기 위해 Fig. 13에서 허브 페어링 표면의 표면 마찰계수(Skin Friction Coefficient)를 비교하였다. 허브가 차폐되지 않은 경우와 허브 페어링 모두 블레이드의 전진면이 위치하는 방향에서 높은 표면 마찰계수를 가진다. 이는 허브 페어링이 회전할 때 전진면 위치에서 표면의 상대적인 회전속도가 가장 빨라서 상대적으로 마찰계수가 높게 해석된 것이다. 허브 페어링의 윗면에서 해석된 표면 마찰계수는 원형의 허브 페어링보다 원뿔대 더 크고, 팔각뿔대가 가장 크게 예측되었다. 이는 원뿔대와 팔각뿔대는 옆면이 곡면으로 이루어져 있지 않아 옆면에서 윗면으로 유동이 흐를 때 유선의 방향이 갑작스럽게 변경되어 높은 표면마찰계수가 해석되었다. 특히,

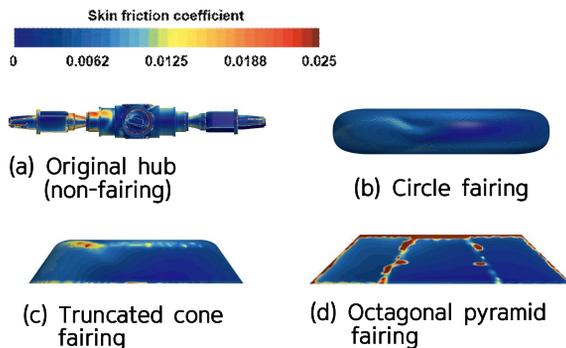


Fig. 13. Comparison of skin friction coefficient on the surface of hub fairing

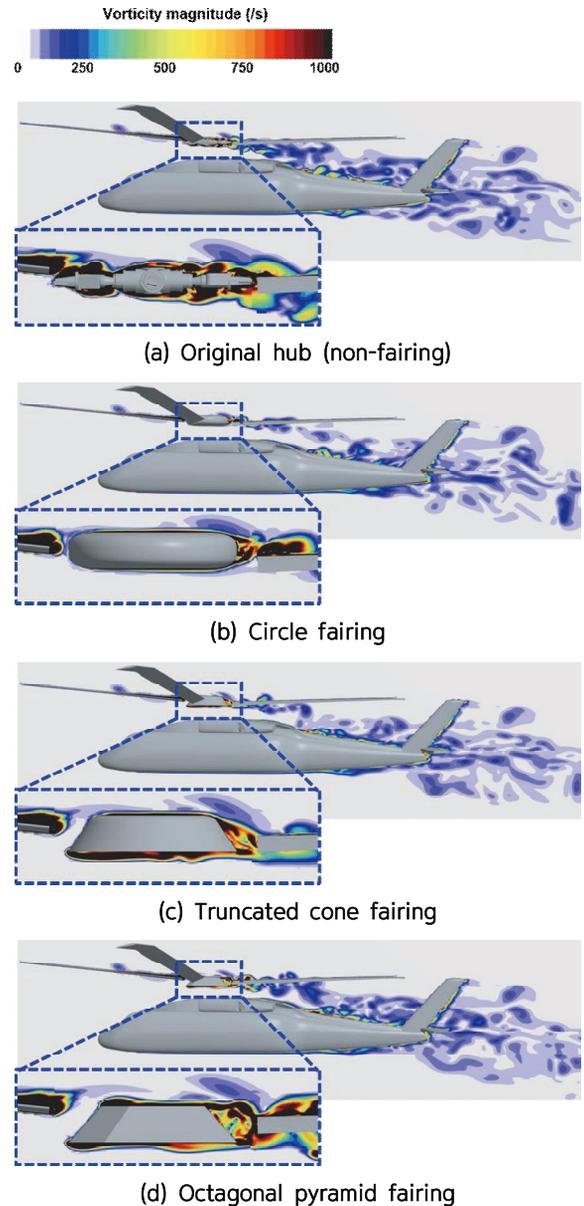


Fig. 14. Comparison of velocity contours around UH-60A helicopter with different hub fairing

팔각뿔대의 허브 페어링은 옆면의 각진 모서리에서 유동의 흐름이 급격히 변하여 모서리와 가까운 곳에 있는 유동의 속도가 감소하므로 표면마찰계수가 크게 예측되었다.

Figure 14는 허브 페어링의 형상이 전진 비행하는 헬리콥터 전기체 형상에 미치는 유동의 영향을 와도장으로 분석하여 나타내었다. 허브가 차폐되지 않았을 때 허브에서는 외부 유동과의 간섭으로 박리현상이 발생했고, 허브로부터 생성된 후류가 동체와의 간섭으로 이어졌다. 허브 페어링 형상에 따른 유동을 관찰했을 때, 원형 허브 페어링으로부터 생성된 후류의 세기가 약하고 전과 면적이 가장 좁다. 반면, 팔각뿔대 허브 페어링은 유동의 박리현상이 가장 크게 발생하며, 동체의 테일 붐과 꼬리날개에서 간섭이 크게 발생한다.

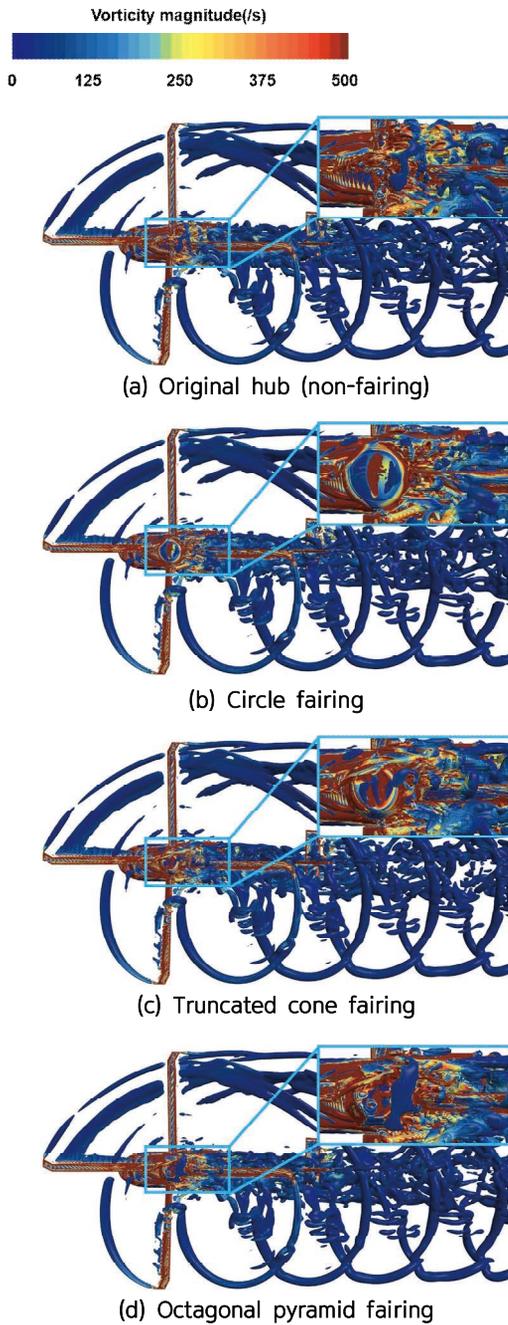


Fig. 15. Wake structures represented by an iso-surface of Q-criterion colored by vorticity magnitude

Figure 15는 허브 페어링의 형상별로 발생하는 박리현상과 후류 특성을 관찰하기 위해 Q-criterion을 이용한 Iso-surface를 사용하여 후류 구조를 가시화하였다. 허브가 차폐되지 않았을 때 외부 유동과의 간섭이 발생하여 유동의 박리가 발생하였고, 팔각뿔대의 허브 페어링 또한 모서리와 면에 곡률이 없으므로 후면부에서 박리현상이 크게 발생하였다. 원형의 허브 페어링은 유동의 박리가 가장 늦게 작은 규모로 발생하였으나, 허브 페어링에서

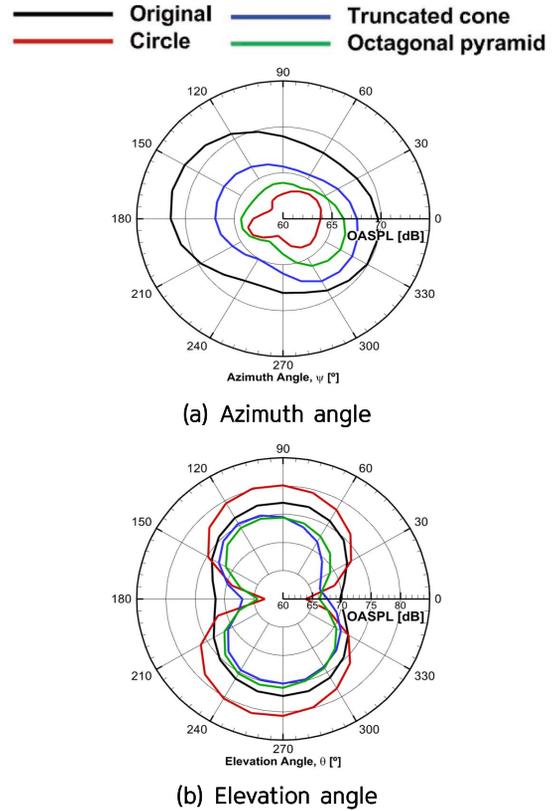


Fig. 16. Comparison of overall sound pressure level (OASPL) generated from hub fairing

생성된 후류가 허브 페어링 뒤쪽에 위치하는 블레이드와의 간섭이 다른 형상에 비하여 가장 크게 발생하였다. 원뿔대의 허브 페어링에서 생성된 후류는 다른 경우와 비교하였을 때 블레이드와의 간섭이 가장 작게 발생하였다.

### 2.3.4 허브 페어링 형상에 따른 공력소음 비교

Figure 16은 허브 페어링 형상의 변화가 소음 수준에 미치는 영향을 분석하기 위해 방위각과 고도각별로 배치한 마이크로폰 위치에서 예측된 소음의 세기를 비교하였다. Fig. 16(a)는 허브 페어링 형상의 변화에 따른 Overall Sound Pressure Level (OASPL)을 방위각에 변화에 따라 나타내었다. 해석 결과, 원형의 허브 페어링은 각진 면이 없고 표면이 돌출되지 않아 방위각에 따른 소음이 가장 낮게 예측되었다. 허브 페어링을 부착하지 않은 경우에는 형상이 복잡하고 돌출된 표면이 넓은 허브가 회전하며, 가장 높은 두께소음을 생성하였다. 이에 따라 소음 차이가 가장 크게 발생하는 방위각 180° 위치에서는 허브 페어링이 부착되지 않은 경우가 원형 허브 페어링보다 약 8 dB 높은 소음이 예측되었다. Fig. 16(b)에서는 허브 페어링 형상의 변화에 따른 고도각 범위의 OASPL 소음을 나타내었고, 앞서 고찰한 방위각에서의 경향성과 다른 경향성이 확인되었다. 방위각에 따른 방사 특성에서는 허브 페어링을 적용하지 않은 경우가 가장 소음이 크게 발생했지만, 고도각 변화에서는 원형 허브 페어링에서 가장 큰 소음이 발생하였다.

이는 원형 허브 페어링의 경우 표면 위를 흐르는 유동이 허브 페어링의 후면부를 지날 때 유동이 주기적으로 박리되는 Vortex Shedding 현상이 가장 크게 발생하면서 허브 페어링의 표면에 비정상 압력변화를 유발한다. 마치 실린더 유동에서 관찰할 수 있는 현상으로 인해 원형 허브 페어링 표면에는 수직 방향으로 비정상 하중이 작용하였고 하중 소음이 크게 발생하였다. 그 결과 다른 페어링 형상과 비교하여 고도각이 90°와 270°인 위치에서 최대 6 dB 정도의 소음 차이가 발생하였다.

Figure 17에서는 주파수 성분에 따른 소음을 분석하기 위해 고도각이 90°와 270°일 때의 소음 스펙트럼을 허브 페어링 형상 별로 나타내었다. 두 위치 모두 원형 허브 페어링에서 첫 번째부터 다섯 번째까지의 날개 통과 주파수 (Blade Passing Frequency, BPF)에 해당하는 소음이 높게 예측되었다. 허브가 차폐되지 않은 경우는 허브 페어링을 부착한 경우들에 비해 저주파수 영역에서의 소음이 상대적으로 낮았지만, 고주파수 영역에서 소음이 높게 예측되었다. 이에 따라 Fig. 16(b)와 같이 OASPL 값 분포에서는 두 번째로 가장 높은 소음이 도출되었다. 반면 원뿔대와 팔각뿔대 허브 페어링 모두 두 위치에서 원형보다 전반적으로 모든 주파수에서 소음이 낮게 예측되었다. 이를 통해 원형의 허브 페어링에서 크게 발생하는 Vortex Shedding 현상으로 하중소음이 증가하여 원뿔대와 팔각뿔

대의 허브 페어링보다 6 dB 이상의 큰 소음을 발생시키는 것을 확인하였다.

### III. 결 론

본 연구에서는 SA-DES 해석기법과 Impermeable FW-H 음향상사법을 이용하여 허브 페어링 형상이 전진 비행하는 헬리콥터의 공력과 소음에 미치는 영향을 분석하였다. 전산은 상용 소프트웨어인 STAR-CCM+ 해석자를 사용하였다. 원뿔대와 팔각뿔대의 허브 페어링은 밀면의 압력이 증가하였으나, 원뿔대는 윗면과 아랫면의 압력 차이가 가장 크게 발생하며, 로터 블레이드의 추력이 가장 크게 해석되었다. 곡면으로 이루어진 원형 허브 페어링은 표면에서 마찰계수가 가장 낮게 관찰되었고, 유동의 박리가 가장 작게 일어나며, 항력이 가장 낮게 해석되었다. 하지만 원형 허브 페어링에서 발생한 Vortex Shedding 현상으로 인한 압력의 변화로 하중소음이 크게 발생하여 고도각 90°와 270°에서 가장 큰 소음이 예측되었다.

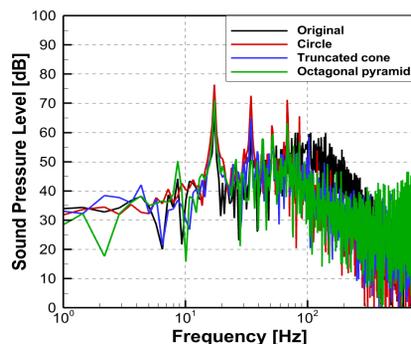
본 연구를 통해 헬리콥터의 소음을 저감하고 비행 효율을 높이는 생존성 향상 개발에 활용할 수 있을 것으로 기대된다. 본 연구에서는 허브 페어링의 형상이 전장에서 헬리콥터의 피탐지성에 영향을 공력과 소음을 통하여 분석하였으나, 헬리콥터의 피탐지성 및 생존성에 영향을 주는 주요 요소 중 하나인 레이더의 변화 또한 분석할 필요가 있으므로, 향후 연구에서는 허브 페어링의 형상이 헬리콥터의 RCS에 미치는 영향을 분석할 예정이다.

### 후 기

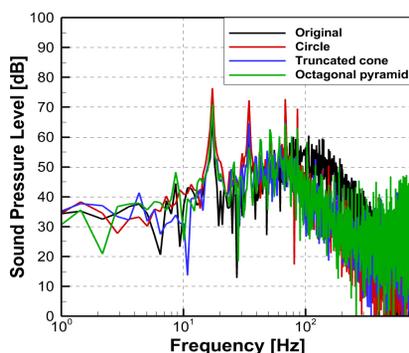
이 논문은 2024년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(KRIT-CT-23-010, 국방 수직이착륙기 특화연구센터).

### References

- 1) Jang, Y. J., Lee, T. G. and Kim, Y. D., "Methodology of Immediate Close Air Support(CAS) Sortie Distribution," *The Journal of Korean Institute of Communications and Information Sciences*, Vol. 39, No. 11, 2014, pp. 1050~1067.
- 2) Johnny, H., "Electronic warfare self-protection of battlefield helicopters: A holistic view," 2005, Helsinki University of Technology
- 3) Kang, M. J., Ryu, S. H., Jung, K. J., Lee, H. and Myong, R. S., "Shape Optimization of Single Serpentine Nozzle to Minimize Observability of UCAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 51, No. 7, 2023,



(a) Elevation angle of 90°



(b) Elevation angle of 270°

Fig. 17. Comparison of acoustic spectra depending on the shape of hub fairing

pp. 477~486.

4) Shin, C. M., Ryu, S. H., Jung, K. J. and Myong, R. S., "Computational Analysis of Thermal Flow Field and Observability of Aircraft Serrated Nozzles," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 28, No. 1, 2023, pp. 1~11.

5) Ryu, S. H., Lee, Y. R., Shin, C. M. and Myong, R. S., "Computational Analysis of Multiphase Flow in Aircraft Nozzles by Solid/Liquid mixed Particle Injection," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2022, pp. 89~99.

6) Lee, Y. R., Lee, J. W., Shin, C. M. and Myong, R. S., "Characteristics of Flow Field and IR of Double Serpentine Nozzle Plume for Varying Cross Sectional Areas and Flight Conditions in UCAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 49, No. 8, 2021, pp. 689~698.

7) 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," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 28, No. 4, 2023, pp. 106~116.

8) Afshari, R. and Karimian, S. M. H., "A New Blade Tip Geometry to Improve Aerodynamic Performance and Acoustic Noise of Helicopter Blade in Hovering Flight," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 135, 2023, 108197.

9) Kim S. J., Hwang, Y. H., Myong, R. S. and Lee, H., "Interactional Aerodynamics and Acoustics of a Rotor with an Airframe in Hover," *Physics of Fluids*, Vol. 36, No. 1, 2024.

10) Jia, Z., H. and Lee, S., "Computational Study on Noise of Urban Air Mobility Quadrotor Aircraft," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 67, No. 1, 2022, pp. 1~15.

11) Jung, Y., S., Lee, B. S. and Baeder, J. D., "Prediction of Coaxial Rotor Hub Flow Using Mercury Framework," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 69, No. 2, 2024, pp. 1~14.

12) Reich, D., Shenoy, R., Smith, M. and Schmitz, M., "A Review of 60 years of Rotor Hub Drag and Wake Physics: 1954-2014," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 61, No. 2, 2016, pp. 1~17.

13) Loth, E., "Drag of Non-Spherical Solid Particles of Regular and Irregular Shape," *Powder Technology*, Vol. 182, No. 3, 2008, pp. 342~353.

14) Khier, W., "Numerical Analysis of Hub and Fuselage Interference to Reduce Helicopter Drag," 38th European Rotorcraft Forum, 2012.

15) Renaud, T., Le Pape, A. and Péron, S., "Numerical Analysis of Hub and Fuselage Drag Breakdown of a Helicopter Configuration," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 4, 2013, pp. 409~419.

16) Graham, D. R., Sung, D. Y., Young, L. A., Louie, A. W. and Stroub, R. H., "Helicopter Hub Fairing and Pylon Interference Drag," No. NAS 1.15: 101052, 1989.

17) Zhou, Z., Huang, J. and Yi, M., "Comprehensive Optimization of Aerodynamic Noise and Radar Stealth for Helicopter Rotor Based on Pareto Solution," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 82, 2018, pp. 607~619.

18) Montana, P., "Experimental Investigation of Three Rotor Hub Fairing Shapes," *David Taylor Naval Ship Research and Development Center TR ASED*, 1975, 333.

19) Breuer, M., Jovičić, N. and Mazaez, K., "Comparison of DES, RANS and LES for the Separated Flow around a Flat Plate at High Incidence," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 4, No. 3, 2003, pp. 357~388.

20) Zhang, Q. and Yang, Y., "A New Simpler Rotation/Curvature Correction Method for Spalart-Allmaras Turbulence Model," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp. 326~333.

21) Ali Pasha, A., Juhany, K. A. and Khalid, M., "Numerical Prediction of Shock/Boundary-Layer Interactions at High Mach Numbers using a Modified Spalart-Allmaras Model," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 12, No. 1, 2018, pp. 459~472.

22) Uraschi, C. I., "A Stress-Equivalent Spalart-Allmaras Wall Model with Local Boundary Conditions for RANS, DES, and LES," Massachusetts Institute of Technology, PhD Thesis, 2024.

23) Kim, E. M., Yang, J. Y., Lee, H. J., Kang, M. J., Myong, R. S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-Airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2022, pp. 79~88.

24) Lee, H. and Lee, D. J., "Prediction of Aerodynamic Noise Radiated from a Small Multicopter Unmanned Aerial Vehicle using Acoustic Analogy," *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 29, No. 4, Aug. 2019, pp. 518~526.

25) Chung, K., Hwang, C. and Lee, D. J., "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, Mar. 2006, pp. 291~297.

26) Kim, E. M., Yang, J. Y., Lee, H. J., Kang, M. J., Myong, R. S. and Lee, H., “Computational Investigation of Airframe Shape Effect on Rotor-Airframe Interaction Noise,” *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 28, No. 1, 2023, pp. 103~113.

27) Lee, H. D., Kwon, O. J. and Kang, J. H., “Numerical Flow Simulation of a UH-60A Full Rotorcraft Configuration in Forward Flight,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 38, No. 6, 2010, pp. 519~529.

28) Kufeld, R. M., Balough, D. L., Cross, J. L., Studebaker, K. F., Jenison, C. D. and Bousman, W. G., “Flight Testing the UH-60A Airloads Aircraft,” *American Helicopter Society 50th Annual Forum*, 1994.

29) Postdam, M., Yeo, H. and Johnson, W., “Rotor Airloads Prediction Using Loose Aerodynamic/Structural

Coupling,” *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, 2004.

30) Datta, A., Sitaraman, J., Chopra, I. and Baeder, J. D., “CFD/CSD Prediction of Rotor Vibratory Loads in High-Speed Flight,” *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, 2006, pp. 1698~1709.

31) Anathan, S., Baeder, J. D., Sitaraman, J., Hahn, S. and Iccarino, G., “Hybrid Unsteady Simulation of Helicopters : HUSH,” *AIAA Paper 2008-7339*, 2008.

32) Bousman, W. G., “UH-60A Airloads Program Tutorial,” *American Helicopter Society 65th Annual Forum*, 2009.

33) Jung, M. S., Kwon, O. J. and Kang, H. J., “Viscous Flow Calculations of Helicopter Main Rotor System in Forward Flight,” *Korean Society for Computational Fluids Engineering Conference*, 2009.

34) Yeo, H. S. and Wayne, J., “Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors,” *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5. 2005, pp. 1218~1228.