



동축반전 로터 간의 간격이 전진 비행하는 전기체 헬리콥터의 공력 및 소음에 미치는 영향

강성우¹, 박규태², 손상민³, 명노신⁴, 이학진⁵

Inter-Rotor Spacing Effects on the Aerodynamics and Acoustics of Coaxial Rotor Helicopter in Full Configuration under Forward Flight

Sung U Kang¹, Kyu Tae Park², Sang Min Son³, Rho Shin Myong⁴ and Hakjin Lee⁵

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea¹⁻⁵

ABSTRACT

High-speed and long-range compound helicopter utilizes a coaxial rotor as the main rotor system, eliminating the torque and the requirement for a tail rotor. The coaxial rotor system induces significant aerodynamic interaction phenomena that could affect the aerodynamic performance and the noise levels of helicopter. A distance between the upper and lower rotors, which is called inter-rotor spacing(IRS), is a crucial parameter that determines the interactional aerodynamics and acoustics. Moreover, the flight speed directly affect the evolution of the wake structure and rotor-wake interference. This study investigated the IRS effects on the aerodynamics and acoustics of the coaxial rotor in low and high speed forward flight conditions using the Spalart-Allmaras improved delayed detached eddy simulation(SA-IDDES) and Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) acoustic analogy based on impermeable surface method. In this study, X2TD in full configuration without the pusher propeller is used with IRS values for 1.5 and 2 times the original value. The sectional normal forces on the azimuth angle of the X2TD rotor at various advance ratios were compared with the other computational results for solver validation. As IRS increased, the additional thrust generated in low-speed flight condition was significant than that in high-speed flight condition. In both conditions, noise levels decreased.

초 록

고속 장거리 기동 헬리콥터의 주로터에 사용되는 동축반전 로터 시스템은 상하부로터가 반대 방향으로 회전하며 토크를 상쇄시켜 꼬리로터가 장착되지 않아도 되며, 이에 대한 중량과 동력을 절감할 수 있다. 하지만 동축반전 로터는 다양한 간섭현상을 일으키며 공력과 소음에 큰 영향을 일으킬 수 있다. 동축반전 로터의 상하부로터 간격은 이러한 간섭현상의 규모를 변화시킬 수 있는 중요한 요소 중 하나이다. 또한, 헬리콥터가 전진 비행 시 다르게 생성되는 후류의 구조는 간섭현상에 영향을 미칠 수 있다. 본 연구에서는 상하부로터의 간격과 전진비에 따른 동축반전 로터 헬리콥터의 공력 및 소음의 변화를 SA-IDDES 전산해석과 비투과면 FW-H 음향상사법을 이용하여 분석하였다. 헬리콥터는 푸셔 프로펠러를 장착하지 않은 X2TD 모델을 사용하였다. 상하부로터의 간격이 1.5배와 2배로 멀어질 때 저속 전진 비행과 고속 전진 비행 조건에서 전기체 형상에 대한 전산해석을 수행하였다. 전진비에 따라 예측된 로터 블레이드의 구간별 수직력을 타전산해석자 결과와 비교함으로써 검증을 수행하였다. IRS가 증가할수록 저속 전진 비행 조건이

+ Received : November 16, 2024 Revised : March 10, 2025 Accepted : April 16, 2025

¹ M.S. Student, ² M.S. Student, ³ M.S. Student, ⁴ Professor, ⁵ Associate Professor

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

© 2025 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

고속 전진 비행 조건보다 추가적인 추력을 생성하였고, 이때 두 조건 모두 소음이 낮게 예측되었다.

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Coaxial Rotor(동축반전로터), Inter-Rotor Spacing(상하부로터 간격), Aerodynamics(공기역학), Computational Aeroacoustics(전산공력음향학)

1. 서 론

기존의 헬리콥터는 제자리에서 수직으로 이착륙할 수 있고 저고도에서 제자리 비행할 수 있어 감시, 정찰, 구조, 운송 등 다양한 임무에 활용할 수 있는 장점이 있다. 하지만 전진 비행 속도가 제한됨에 따라 운용 범위가 좁고 고정익 항공기에 비해 수송 능력이 부족한 단점이 있다. Fig. 1과 같이 언급된 기존의 헬리콥터의 단점을 보완하기 위해 최근에는 틸트 로터, 덕티드 팬, 복합형 헬리콥터, 동축반전 로터 등 다양한 형태의 로터 시스템을 적용한 고속 장거리 헬리콥터가 개발되고 있다. Bell사에서 개발한 V-280 Valor는 틸트 로터를 적용하여 헬리콥터 모드와 비행기 모드를 구현하였고, 수직 이착륙 비행 능력뿐만 아니라 고속 전진 비행 성능을 확보하였다. Piasecki사는 전진 비행 시 공력 효율을 높일 수 있도록 동체의 후면에 덕티드 팬이 부착된 X-49 SpeedHawk를 개발하였다. X³는 Eurocopter사에서 개발한 복합형 헬리콥터로, 고속 전진 비행을 위해 동체의 양쪽 측면에 Tractor 타입의 추진용 프로펠러를 장착하였다. Sikorsky-Boeing사가 개발한 SB>1 Defiant는 추가적인 추력을 생성할 수 있는 동축반전 로터 시스템을 이용하였다. 동축반전 로터 시스템은 상하부로터가 인접한 거리에 위치한 형태로, 단일로터 기반의 기존 헬리콥터보다 1.7배 많은 추력을 생성할 수 있다[1]. 또한, 상부로터와 하부로터가 서로 반대 방향으로 회전하며 주로터에서 발생하는 토크를 상쇄한다. 이에 따라 토크를 상쇄하는 꼬리로터가 필요하지 않으므로 꼬리로터에 소비되는 동력과 중량을 줄

일 수 있고, 동체의 후면에 푸셔 프로펠러와 같은 보조 추력 장치를 부착하여 고속으로 전진 비행할 수 있다[2]. 이러한 특징으로 동축반전 로터 시스템은 차세대 헬리콥터와 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 등 여러 회전익 항공기의 개발 목적으로 많이 사용되고 있다[3-5].

동축반전 로터 헬리콥터는 전진비에 따라 상하부로터에서 생성되는 후류 구조와 상호간섭 현상의 정도가 달라진다. 특히 전진비가 낮을 경우, 상부 로터 후류가 하부 로터 블레이드로 유입됨에 따라 로터-후류, 후류-후류 간의 간섭현상이 두드러지게 발생한다. 서로 가까운 거리에 있는 상하부로터 블레이드에서 발생하는 상호 간섭현상은 헬리콥터의 공력 및 소음 성능에 지배적인 영향을 미친다. 동축반전 로터 시스템에서 상하부로터 간의 간격(Inter-Rotor Spacing, IRS)은 이와 같은 간섭현상을 제어할 수 있는 중요한 설계 변수 중 하나이다. IRS가 줄어드는 경우, 상하부로터 간의 간섭이 증가하고 헬리콥터에 큰 진동이 발생하여 조종성이 떨어진다. 반대로 IRS가 커지는 경우, 주로터를 구성하는 허브 시스템이 크게 설계됨에 따라 허브 시스템에서 발생하는 항력이 커지고, 전진 비행 시 공력 효율이 감소한다.

동축반전 로터의 IRS에 대한 실험 및 수치해석적 선행 연구들은 과거로부터 수행되었다. Nagashima와 Nakanishi [6]는 동축반전 로터에서 생성된 후류와 로터 블레이드 간의 간섭이 후류 구조와 공력 성능에 미치는 영향을 실험 및 분석하였다. Lee와 Dassonville[7]는 IRS 변화에 따른 동축반전 로터의 공력 효율 변화를 분석하기 위해 Blade Element Momentum Theory (BEMT) 모델을 개발하였다. 이때, Harrington[8]이 실험을 통해 측정된 Harrington rotor 1 로터 블레이드의 추력과 동력을 참고하여 모델을 검증하였다. Ramasamy[9]는 IRS의 변화가 동축반전 로터의 공력에 미치는 영향을 동력과 비행효율을 통해 분석하였다. Ko와 Lee[10]는 IRS의 변화가 동축반전 로터 블레이드와 블레이드에서 생성되는 와류 간의 간섭(Blade-Vortex Interaction, BVI)에 미치는 영향을 고찰하였다. Park과 Kwon[11]은 동축반전 로터가 제자리 및 전진 비행할 때 IRS에 따른 공력 성능 변화를 분석하였다.

언급된 선행연구 중 일부 선행연구에서 동체를 포함한 전기체 형상에 대한 IRS 영향성이 고찰되었지만, 대부분의 연구에서는 제자리 비행하는 동축반전 로터 시스템만 고려하였다. 전진 비행하는 동축반전 로터에서 발생한 복잡한 후류 구조는 로터 블레이드 뿐만 아니라 동체와도 강한 상호작용 현상을 유발한다. 이는 주로터의 공력



Fig. 1. High-speed and long-range helicopters

및 소음 성능에 영향을 미칠 뿐만 아니라 테일 셰이크 현상, 후방 푸셔 프로펠러 간섭현상을 유발할 수 있다.

본 연구에서는 IRS 변화에 따른 동축반전 로터 헬리콥터 전기체 형상의 공력 및 소음 성능을 저속, 고속 전진 비행 조건에서 분석하였다. 이를 위해 Spalart-Allmaras (SA) 난류 모델을 기반으로 하는 Detached Eddy Simulation (DES) 기법인 SA DES를 활용하여 공력해석을 수행하였다. 동축반전 로터 블레이드와 동체에서 발생하는 공력 소음은 비투과면 기법을 적용한 Ffowcs-Williams and Hawkings(FW-H) 방정식을 기반으로 하는 음향상사법을 통해 예측하였다. 전산해석 모델로는 X2TD 헬리콥터를 사용하였고, 상용 소프트웨어인 STAR-CCM+을 활용하였다. 본 연구에서는 저속 및 고속 비행 조건으로 각각 전진비 0.15와 0.41을 고려하였다. IRS는 기존 형상을 기준으로 각각 1.5배, 2배 증가시켰고, 그 영향성을 각각 공력과 소음 성능 관점에서 고찰하였다.

II. 본 론

2.1 전산해석기법

2.1.1 공력해석 기법

본 연구에서는 전진 비행하는 동축반전 로터 헬리콥터에서 발생하는 공력 및 소음 특성을 분석하기 위해 DES 전산해석 기법을 활용하였다. DES는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 해석과 Large Eddy Simulation (LES) 해석의 특징을 혼합한 모델이다. 이때 DES는 격자의 조밀도에 따라 사용하는 난류 모델의 종류가 달라진다. 경계층과 비회전 흐름 영역에서는 RANS를 사용하도록 설정되어 있고, 격자가 조밀한 경우 LES의 Subgrid Scale 모델을 통하여 분리된 흐름 영역을 해석한다. 이를 통하여 경계층과 비정상적 분리 영역에서 각각 RANS와 LES의 특징을 사용하여 두 기법의 장점을 모두 사용할 수 있다. 본 연구에서는 벽면으로부터의 거리에 따른 Subgrid Scale(SGS) 모델의 길이를 달리하여, 거리가 경계층의 두께보다 가까울 시 RANS의 난류 모델을 사용하는 Improved Delayed DES(IDDES)를 사용하였다[12]. RANS의 난류 모델에 따라 DES에서는 Spalart-Allmaras DES, Elliptic Blending k- ϵ DES, Shear Stress Transport k- ω DES로 구분할 수 있다. 본 연구에서는 벽면 근처에서 난류 해석의 정확도가 높고, 복잡한 유동을 낮은 계산 비용으로 해석할 수 있는 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하였다[13]. 이때 난류 경계층에서의 유동을 정확히 해석할 수 있고, 복잡한 난류 특성을 효율적으로 해석할 수 있는 Standard Spalart-Allmaras(SSA) 모델을 사용하였다[14,15].

모멘텀 방정식에서 속도항은 RANS 해석을 위한 평균화 항인 $\bar{\mathbf{v}}$ 와 LES 해석을 위한 필터링 항인 $\tilde{\mathbf{v}}$ 으로 구분되며, 각각 식 (1), (2)로 나타낼 수 있다.

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

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

$\mathbf{I}$ 는 단위 텐서이고, $\mathbf{f}_b$ 는 물체의 합력이다. RANS 모델에서 Reynolds Stress Tensor($\mathbf{T}_{\text{RANS}}$)는 시간과 길이 척도에 대한 함수이다. 이는 식 (3)으로 나타낼 수 있고, LES의 경우 식 (4)로 나타낼 수 있다.

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

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

식 (1), (2)의 유사성은 식 (5)에서 나타내는 통합적 접근 방식을 사용하여 정의에 따라 값이 달라지는 정량 $\hat{u}_i$ 을 계산할 수 있다. 여기서 $\hat{\mathbf{v}}$ 는 예측되는 속도이고, $\mathbf{I}$ 는 단위 텐서이다.

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

여기서 모델링된 $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ 는 식 (6)으로 정의되고, l_k 와 $f \Delta$ 는 각각 난류 길이 척도와 감쇠함수를 의미한다. 이때 난류 길이 척도는 공간의 영역에 따라 난류 에너지가 미치는 영향을 나타내는 척도로, 규모가 큰 와류에서 작은 와류로 에너지가 전달되는 과정을 모델링할 때 고려되어야 한다. 감쇠 함수는 난류 모델에서 난류 점성의 분포를 조절하기 위해 사용되는 함수로, 벽면 근처와 같이 난류의 강도가 낮은 영역에서 난류 점성을 감소시켜, 실제 물리적 현상을 정확히 반영할 수 있다.

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

본 연구에서 사용한 IDDES는 Wall-Modeled LES (WMLES)를 구현하기 위해 혼합 함수 f_b 와 f_e 를 사용하였고, 각각을 식 (7), (8)로 나타낼 수 있다[12]. 여기서 α 는 IDDES 모델의 특정 거리 비율을 나타내는 매개 변수이다. $f_{e,1}$ 과 $f_{e,2}$ 는 α 의 값이 0보다 크거나 작을지에 따라 달라지는 함수이고, ψ 는 저레이놀즈수에서 난류를 보정하는 함수이다.

$$f_B = \min[2\exp(-9\alpha^2), 1] \quad (7)$$

$$f_e = \max[(f_{e1} - 1), 0] \psi f_{e2} \quad (8)$$

비점성 대류항은 Roe's Flux Difference Splitting Scheme(FDS)을 통해 계산하였고 MUSCL Scheme을 적용하여 공간차분에 대해 3차 정확도를 확보하였다. 기울기 제한자(Limiter)로 Venkatakrishnan을 사용하였고, 비정상 해석에 사용된 시간 적분법은 Unsteady Implicit Method를 사용하였다. 또한, 물리적 시간 전진 간격 사이에 해를 안정적으로 수렴시키기 위해 이중시간 전진법(Dual Time Stepping)을 이용하였다.

2.1.2 소음해석 기법

로터 블레이드는 헬리콥터의 소음 수준을 결정하는 주요한 소음원이다. 두께 소음(Thickness Noise)은 유체가 로터 블레이드 형상의 주위를 흐를 때 블레이드의 기하학적인 형태로 인해 유체의 압축과 팽창으로 발생하는 소음이다. 블레이드의 표면에 작용하는 공력에 의한 하중 소음>Loading Noise), 블레이드의 끝단에서 생성된 와류와 블레이드 간의 간섭으로 인한 소음(BVI Noise) 등이 있다[16]. 또한, 동축반전 로터 헬리콥터의 경우 상부로부터 블레이드의 끝단에서 생성된 와류와 하부로부터 블레이드 간의 간섭으로 소음이 발생할 수 있다.

본 연구에서는 Farassat 1A 식을 이용한 FW-H 음향상사법을 사용하여 동축반전 로터 헬리콥터에서 발생하는 소음을 예측하였다[17]. 이때 헬리콥터를 구성하는 상하부로부터와 동체를 소음원으로 고려하였고, 각각의 표면에서 발생하는 소음을 해석하기 위해 비투과성 표면(Impermeable Surface)으로 지정하였다. 이를 통해 비투과성 경계조건의 음향상사법을 사용하여 비투과성 표면에서 발생하는 두께 소음과 하중 소음을 예측하였다. 수음자의 위치에 전파되는 음압의 크기를 식 (9)~(11)에 나타낸 Farassat 1A 식을 통해 계산하였다. 식 (9)에서 p'_T 과 p'_L 은 각각 두께 소음과 하중 소음의 음압을 의미한다. 식 (10), (11)에 표현된 대괄호 내의 항들은 지연 시간(Retarded Time)을 참고하여 계산된 값이다[18]. 여기서 v_n 은 표면에서의 속도 v 를 구성하는 수직 속도이고, 마하수를 의미하는 M 을 사용하여 소음원에서 수음자로 향할 때의 마하수를 M_r 로 나타내었다. L_i 는 로터 블레이드의 하중 벡터를 의미하고, $\dot{L}_i$ 는 L_i 를 시간에 대하여 미분한 값이다. 마찬가지로 $\dot{v}_n$ 과 $\dot{M}_r$ 도 각각 v_n 과 M_r 를 시간에 대하여 미분한 값이다.

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (9)$$

$$p'_T(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (\dot{v}_n + v_n)}{r |1 - M_r|^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2 |1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (10)$$

$$p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r r_r}{r |1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_i M_i}{r^2 |1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r \dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2 |1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (11)$$

여기서 $\mathbf{x}$ 와 r 는 각각 소음원과 수음자의 위치이다. 소음원과 수음자 사이에는 공간적인 거리(r)가 존재하므로 음파가 이동하는 데 필요한 시간만큼 시간이 지연된다. 이에 따라 소음원에서 발생하는 시점보다 늦게 수음자에 소리가 도착하고, 소음원과 수음자 간의 거리와 지연 시간은 각각 식 (12)~(14)로 정의할 수 있다[19].

$$r = |\mathbf{x}_i - \mathbf{y}_i| \quad (12)$$

$$\hat{r}_i = \frac{\mathbf{x}_i - \mathbf{y}_i}{r} \quad (13)$$

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} \quad (14)$$

2.1.3 블레이드 운동 및 트림

헬리콥터가 전진 비행 시 로터 블레이드에서 방위각에 따라 블레이드에 유입되는 상대속도의 변화가 발생한다. 이로 인해 전진면과 후퇴면에서는 각각 국소 충격파, 동적 실속과 같이 서로 다른 공기역학적 현상이 발생하고 결과적으로 공력하중이 비대칭적으로 분포한다. 특히 동축반전 로터의 경우 동일한 절대방위각에서 각 로터의 전진면과 후퇴면이 위치하므로 복잡한 간섭현상이 발생한다. 동축반전 로터가 방위각 변화에 따라 발생하는 양력 불균형을 해소하기 위해서는 로터 블레이드의 주기적인 피치 운동이 요구된다. 동축반전 로터를 구성하는 상하부로부터 블레이드의 방위각에 대한 피치각의 정의는 식 (15), (16)과 같이 표현된다[20].

$$\theta_U = \theta_{0,U} + \theta_{1c,U} \cos(\psi) + \theta_{1s,U} \sin(\psi) \quad (15)$$

$$\theta_L = \theta_{0,L} + \theta_{1c,L} \cos(\psi) + \theta_{1s,L} \sin(\psi) \quad (16)$$

여기서 θ_U 와 θ_L 는 각각 상부와 하부로터 블레이드의 방위각에 따른 콜렉티브(Collective) 피치각이고, $\theta_{1c,U}$, $\theta_{1c,L}$, $\theta_{1s,U}$, $\theta_{1s,L}$ 은 각 로터의 종방향 및 횡방향(Longitudinal and Lateral)의 조종성을 결정하는 사이클릭 피치각, 그리고 ψ 는 블레이드가 회전하는 방위각이다. $\theta_{0,U}$ 와 $\theta_{0,L}$ 는 각 로터의 추력 크기를 결정하고, $\theta_{1c,U}$, $\theta_{1c,L}$ 와 $\theta_{1s,U}$, $\theta_{1s,L}$ 는 동축반전 로터가 회전 시 토크가 상쇄되도록 롤링 모멘트와 피칭 모멘트를 제어한다.

전진 비행하는 동축반전 로터 헬리콥터에서 발생하는 목표 추력과 공력을 일치시키기 위해서는 상하부로터가 회전할 때 요구되는 여러 각도를 계산하는 자유비행 트림(Free-Flight Trim) 과정이 요구된다. 이는 동축반전 로터 헬리콥터의 자체 하중에 대한 정보가 요구되나, 본 연구에서 사용하는 모델인 X2TD는 구체적인 하중 정보가 공개되지 않았다. 따라서, 본 연구에서는 비행시험에서 목표 추력을 위해 측정된 요구 동력 값을 이용하여 상하부로터 각각의 콜렉티브 피치각과 사이클릭 피치각을 계산하는 트림을 적용하였고, 구체적인 상하부로터의 블레이드 자세 각도는 선행연구 결과를 참고하였다[21]. 본 연구에서 정의한 블레이드 자세각 정보는 Table 1과 같고, 저속 및 고속 비행 조건에 따라 다른 각도를 적용하였다. 여기서 α 는 로터 블레이드가 전진 비행 시 주로터의 축이 전진 방향으로 기울어지는 각도로, 음수의 값은 로터 축이 전진 방향을 향해 기울어짐을 의미한다.

2.2 전산해석 모델 및 유동 조건

2.2.1 X2TD 해석 모델 및 IRS 정의

본 연구에서는 IRS에 따른 공력 및 소음 특성 변화를 고찰하기 위해 Sikorsky사의 X2TD 헬리콥터에 푸셔 프로펠러가 장착되지 않은 모델로 사용하였고, X2TD 헬리콥터의 전기체 형상을 Fig. 2에 나타내었다. X2TD 헬리콥터를 위에서 바라보았을 때 상부로터는 반시계 방향으로 회전하고, 하부로터는 시계방향으로 회전하도록 지정

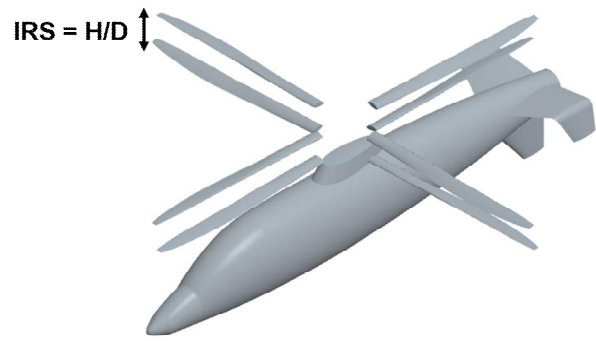


Fig. 2. Configuration of X2TD helicopter on IRS

하였다. 로터 블레이드의 재원 정보는 X2TD 헬리콥터의 블레이드를 설계한 연구 사례를 참고하여 제작하였고, 헬리콥터의 자세한 형상 정보는 Table 2에 나타내었다[21]. 기존 X2TD 헬리콥터의 상하부로터 간격은 0.443 m 이고, 이를 IRS로 계산하면 0.055이다. 본 연구에서 IRS의 변화에 따른 전기체 형상의 공력과 소음의 변화를 분석하기 위해 기존 X2TD 헬리콥터의 IRS를 각각 1.5배와 2배 늘린 0.083과 0.110인 경우를 고려하였다. 하부로터와 동체 간의 거리는 일정하게 유지하였고, IRS의 변화를 적용하기 위해 하부로터와 동체의 위치를 고정한 채, 상부로터의 위치를 증가시켰다. 이때 레이놀즈 수는 250만이고, 이는 로터 블레이드 스패ن 방향으로 75% 지점에 위치한 시위 길이를 기준으로 계산하였다.

2.2.2 계산 격자 및 경계조건

저속 및 고속 비행 조건에서 IRS 변화에 따른 동축반전 헬리콥터의 공력 및 소음을 예측하기 위한 계산영역을 Fig. 3에 나타내었고, 이때 로터 블레이드 주위 격자계 및 계산영역의 격자계를 Fig. 4에 나타내었다. 헬리콥터를 둘러싼 전체 계산영역의 길이는 로터 지름(D)의 20배, 폭과 높이는 각각 10배로 지정하였다. 이때 전진

Table 2. Specification of X2TD[21]

Properties	Specification
Gross Weight	2,700 kg
Radius	4.023 m
Number of Rotors	2
Blades per Rotor	4
Total Solidity	0.14
Blade Aspect Ratio	19.2
Rotor Vertical Separation	0.443 m
Fuselage Length	9.1 m
Inter-rotor spacing (H/D)	0.055, 0.083, 0.110

Table 1. Trim angles of main rotor blade

Advance ratio	Angle	Upper rotor	Lower rotor
$\mu=0.15$	θ_0	9.45°	9.39°
	θ_{1c}	3.29°	3.29°
	θ_{1s}	-3.65°	3.16°
	α	-0.44°	-0.44°
$\mu=0.41$	θ_0	5.95°	6.08°
	θ_{1c}	0.28°	0.28°
	θ_{1s}	-5.90°	5.93°
	α	2.10°	2.10°

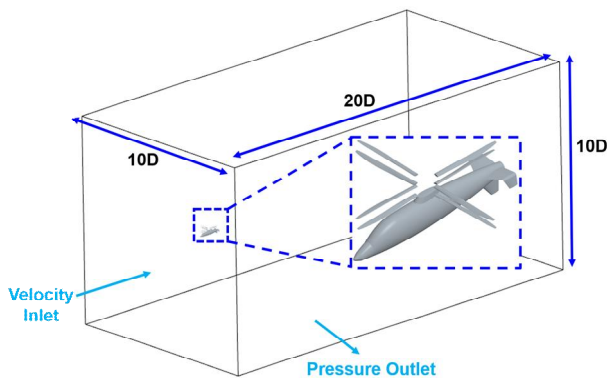


Fig. 3. Computational domain for simulating X2TD helicopter in forward flight condition

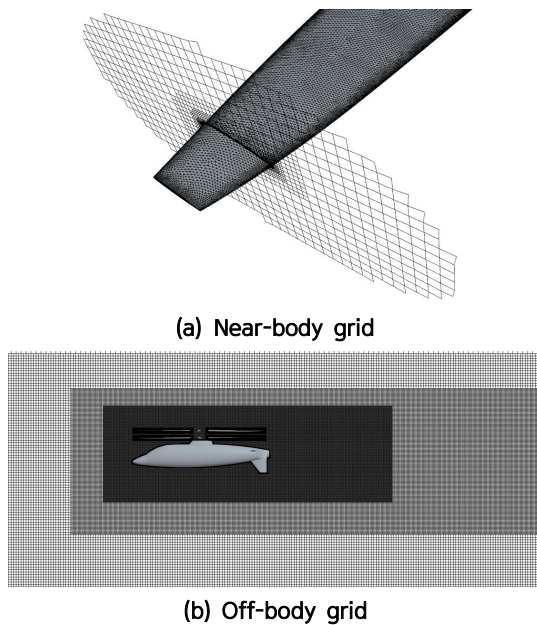


Fig. 4. Computational grid system

비행 조건을 구현하기 위해 전체 계산영역 중 전진 비행하는 방향의 면에는 Velocity Inlet 경계조건, 헬리콥터 형상에는 Wall 경계조건, 나머지 영역에는 Pressure-Outlet 경계조건을 부여하였다. 로터 블레이드를 구성하는 표면 격자의 최소 크기는 블레이드 스패ن 방향의 75% 위치 시위 길이의 0.75%에 해당하는 2 mm로 지정하였다. 이때 최소 크기의 표면 격자는 블레이드의 앞전과 뒷전, 시작부와 끝단면의 모서리에 집중적으로 분포시켰다. 경계층을 예측하기 위한 표면 격자의 높이는 y^+ 가 1 이하의 값을 만족하도록 지정하였고, 이때 첫 번째 경계층의 높이는 약 0.003 mm이다. 경계층은 1.1배의 증가 폭으로 지정하여 총 20층으로 구성하여 총 높이는 약 0.016 mm이다. 상부와 하부 로터 블레이드가 회전하는 동안 주기적인 피칭 운동을 적용하기 위해 Overset Mesh 기법을 적용하고, 해당 영역에 구성된 격자의 등간격 크기는 로터 블레이드 스패น 방향의 75%에 위치한

Table 3. Simulation conditions

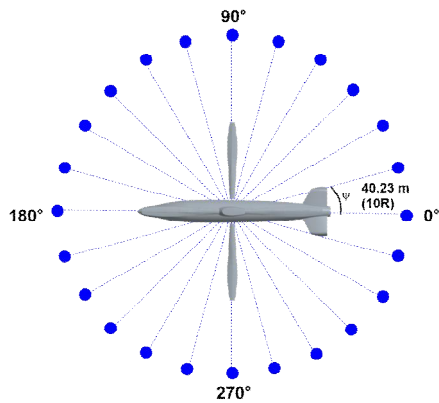
Properties	Specification
Temperature	280.21 K
Pressure	87,494 Pa
Sound speed	335.54 m/s
Reynolds number	2.5×10^6
Advance ratio	0.15, 0.41
Flight altitude	4,000 ft
Rotation speed	446 RPM
Tip Mach number	0.556

코드 길이의 7.5%에 해당하는 2 cm로 지정하였다. 공간 격자의 경우 동축반전 로터 전기체 형상 주위의 공력 및 유동을 정확히 예측하기 위해 일정 영역의 격자를 조밀화하는 Multi-block을 구성하였다. 이때, 최소 크기의 공간격자가 구성되는 계산영역의 길이는 로터 지름(D)의 2배, 폭과 높이는 각각 1.5배와 0.75배로 구성하였고, 해당 영역의 최소 공간격자 크기는 로터 블레이드 스패ن 방향의 75% 위치의 18.75%에 해당하는 5 cm이다. 전산 해석을 위해 각 블레이드당 400만 개, 동체에 300만 개를 포함하여 총 7,600만 개의 격자를 사용하였다.

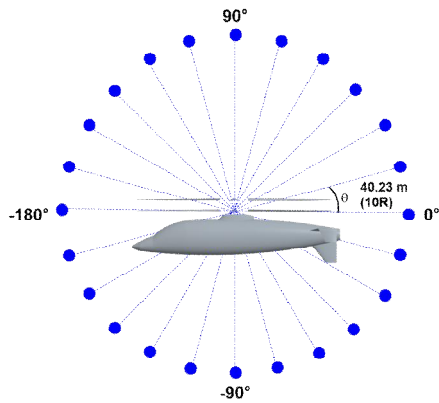
Table 3은 X2TD 헬리콥터의 전진 비행 시뮬레이션을 위한 전산해석 조건을 나타낸다. 로터 블레이드의 회전 속도는 446 RPM으로 지정하였고, 이때 블레이드 끝단의 마하수는 0.556이다. 레이놀즈 수는 로터 블레이드 스패น 방향의 75%에 위치한 코드 길이를 특정 길이로 정의했을 때 약 250만으로 계산되었다. 비행 속도에 따라 IRS 변화 영향성을 고찰하기 위해 저속 및 고속 비행조건의 전진비를 각각 타전산해석에서 해석한 사례가 존재하는 0.15, 0.41로 정의하였다[23]. 전산해석은 로터 블레이드 회전기준으로 총 6바퀴 회전할 때까지 전산해석을 수행하였고, 약 2회전 이후부터 공력 데이터가 충분히 수렴하였다. 따라서 본 연구에서는 2회전 이후의 데이터를 분석하였다. 비정상 해석을 위한 시간 간격은 로터 블레이드 회전 방위각 기준 1° 로 설정하였다. 이중 시간 전진법에서 내부 반복 계산 횟수는 15회로 설정하였고, 해당 횟수 안에 Residual은 10^{-3} 까지 감소하였다. 동축반전 로터의 6회전에 대한 전산해석 시간은 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1GHz 512 Cores를 이용한 병렬계산으로 약 28시간이 소요되었다.

2.2.3 마이크론 위치 정의

IRS의 변화에 따른 소음 성능을 비교하기 위해 동축반전 로터 블레이드의 회전 중심축을 기준으로 로터 반지름(R)의 10배 지점인 40.23 m 거리에 방위각(Azimuth



(a) Azimuth angle



(b) Elevation angle

Fig. 5. Definition of microphone array

Angle) 및 고도각(Elevation Angle)에 따라 15° 간격으로 총 46개의 마이크를 배치하였다. 해당 위치는 일반적으로 원거리 방사 소음을 측정하는 실험 연구 사례를 참조하여 결정하였다[22]. 회전 중심축을 기준으로 방위각은 ψ 로, 고도각은 θ 로 표현하였다. Fig. 5는 소음 해석을 위해 방위각과 고도각 별로 배치한 마이크를 나타내었다.

2.3 전산해석 결과

2.3.1 전산 해석자 검증

전진비 및 IRS의 변화에 따른 동축반전 로터 헬리콥터의 공력 및 소음 특성을 분석하기 위해 앞서 해석자의 검증을 수행하였다. 전산해석 결과의 유효성을 검증하기 위해 동축반전 로터인 Harrington rotor 1 모델의 전진비에 따른 추력계수와 동력을 예측하고 실험값과 비교하였다[8]. Harrington rotor 1 로터 블레이드는 테이퍼비가 0.39로 이루어져 있고, 비틀림각 없이 여섯 종류의 대칭형 에어포일로 구성되어 있다. Harrington rotor 1 모델의 공력을 해석하기 위해 본 연구에서 사용한 STAR-CCM+ 해

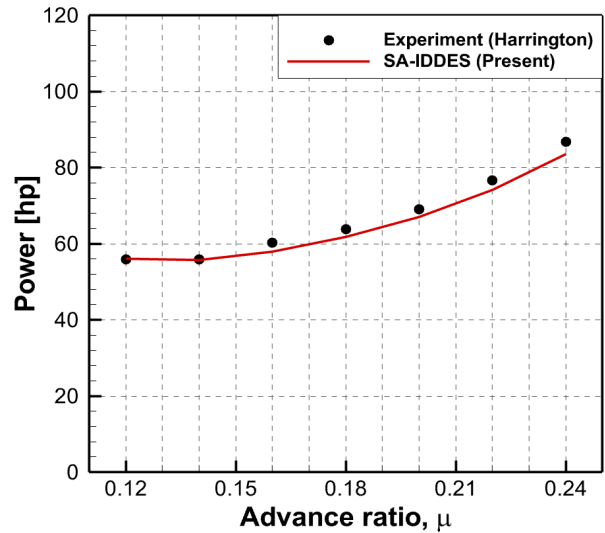


Fig. 6. Comparison of power of Harrington rotor 1 with the experiment

석자를 동일하게 사용하였다. 전산해석을 위한 시간 간격은 로터 블레이드 회전 방위각 기준 1° 로 설정하여 총 10바퀴 회전할 때까지 전산해석을 수행하였다. Harrington rotor 1 모델의 10회전에 대한 전산해석 시간은 동일한 장비의 128 Cores를 이용한 병렬계산으로 약 72시간이 소요되었다. 피치각 계수 $\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$ 의 경우, 실험에서 측정한 추력과 동력을 이용하여 상하부로터의 콜렉티브 피치각과 사이클릭 피치각을 계산한 연구 사례를 참고하였다[23]. 전진비가 0.12에서 0.24까지 0.02씩 증가한 7가지 경우 모두 추력계수가 0.0047로 같다. 본 연구에서 사용한 해석자로 전진비에 따른 추력을 해석한 결과, 실험값과 최대 4% 오차가 발생하였다. Fig. 6은 전진비에 따라 Harrington rotor 1 모델에서 해석된 동력을 실험 결과와 비교하여 나타내었고, 최대 3.5%의 오차가 발생하였다. 특히, 전진비가 0.12일 때 해석된 동력은 실험값과 0.3%의 오차를 가지며 정확도가 높다. 전진비가 높을수록 로터 블레이드의 전진면과 후퇴면 간의 상대속도 차이가 증가하여 추력의 불균형이 생긴다. 이를 방지하기 위해 전진비가 높을수록 전진면에서 블레이드의 받음각을 줄이고, 후퇴면에서 블레이드의 받음각을 증가시켜 추력의 균형을 맞춘다. 이에 따라 전진비가 높을수록 방위각에 따른 추력의 변화폭이 커지지만, 전진비가 가장 낮은 0.12에서 추력의 변화 폭이 작아, 실험값과 유사한 해석 결과가 예측되었다.

Figure 7과 Fig. 8은 X2TD 로터 블레이드의 $r/R = 0.85$ 위치에서 방위각에 따른 수직력 변화를 타전산해석 결과값과 함께 비교하였다[21,24]. 이때 전진비는 본 연구에서 저속 및 고속 전진 비행 조건으로 지정한 0.15와 0.41인 경우에서 해석하였다. 각 전진비에서 두 위치의 방위각에 대한 수직력 변화의 경향성은 타전산해석 결과값과 유사하게 해석되었다. 특히, 전진면과 후퇴면이 위

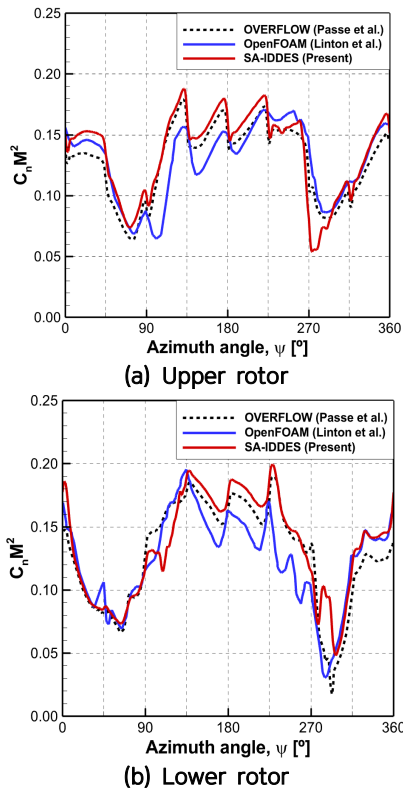


Fig. 7. Comparison of normal force coefficients of upper and lower rotor blades at $r/R=0.85$ and $\mu=0.15$

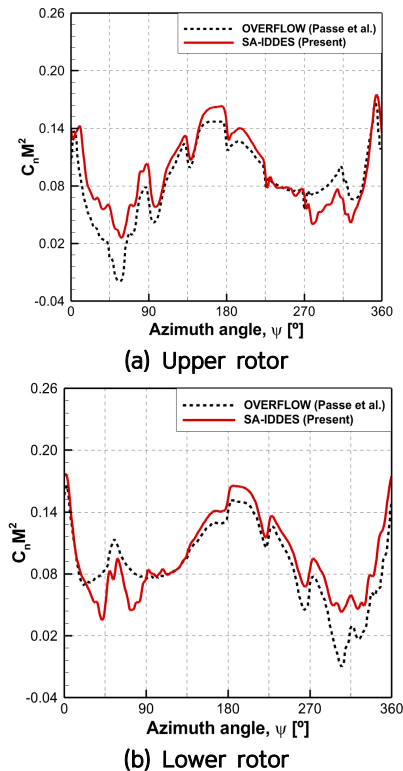


Fig. 8. Comparison of normal force coefficients of upper and lower rotor blades at $r/R=0.85$ and $\mu=0.41$

치하는 방위각 90° 와 270° 위치에서 수직력이 급격히 감소하고 증가하는 경향성을 타전산해석과 유사하게 예측할 수 있었다.

2.3.2 저속 전진 비행 조건에서 IRS 공력 영향성

저속 전진 비행 조건인, 전진비가 0.15인 경우에서 IRS의 변화가 동축반전 로터 헬리콥터의 공력 성능에 미치는 영향성을 분석하였다. Fig. 9는 저속 전진 비행 조건에서 IRS에 따라 상하부로터에서의 추력계수를 방위각에 대하여 나타내었다. Table 4는 Fig. 9에 나타낸 방위각에 따른 추력계수를 평균화하여 나타내었고, Table 5는 IRS에 따른 상하부로터의 추력계수에 대한 Peak-to-peak 변화

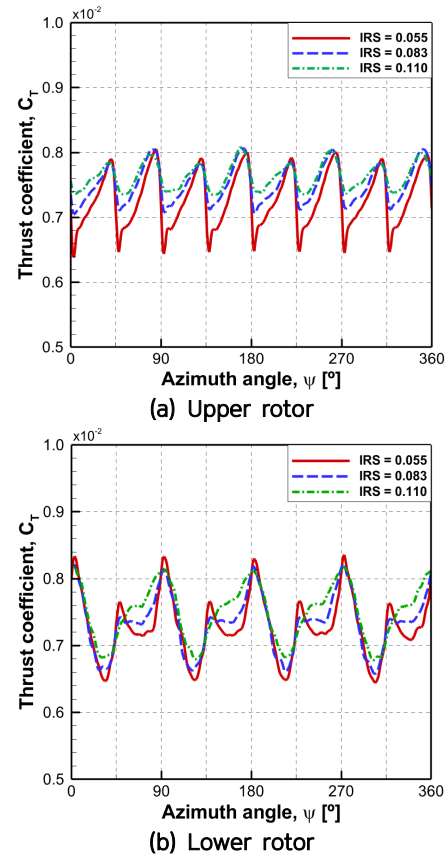


Fig. 9. Comparison of thrust coefficient depending on the IRS in low-speed flight condition

Table 4. Comparison of averaged thrust coefficient depending on the IRS in low-speed flight condition

C_t	IRS		
	0.055	0.083	0.110
Upper rotor	0.00728	0.00752	0.00763
Lower rotor	0.00729	0.00735	0.00750
Total rotors	0.01457	0.01487	0.01513

Table 5. Comparison of peak-to-peak thrust coefficient depending on the IRS in low-speed flight condition

Peak-to-peak	IRS		
	0.055	0.083	0.110
Upper rotor	0.0015	0.0010	0.0007
Lower rotor	0.0018	0.0015	0.0013

를 나타내었다. 본 연구에서는 상하부로터 각각이 요구되는 동력이 동일하도록 콜렉티브 피치각과 사이클릭 피치각에 대한 수치 트림을 적용하였다. 이에 따라, 기존 IRS 조건인 $IRS = 0.055$ 일 때 두 로터에서 발생하는 평균추력의 크기는 유사하게 해석되었다. IRS가 기존보다 1.5배, 2배로 증가할수록 상하부로터에서 발생하는 평균추력은 증가하였다. 상부로터는 기존보다 약 3.4%와 5%로 크게 증가하는 반면, 하부로터는 약 0.8%와 2.9%로 상대적으로 증가하는 폭이 작았다. 상부로터가 하부로부터 멀어질수록 하부로부터 상부로터 블레이드 하단면 주위의 유동을 흡수하는 힘이 약해진다.

Figure 10에서는 IRS 변화에 따른 상하부로터 블레이드의 수직력 변화를 디스크로 나타내었다. 상하부로터 모두 서로의 로터 블레이드를 지나는 45° 마다 간섭으로 인하여 수직력의 변화가 발생하였다. 상부로터의 경우 하부로터가 상부로터 블레이드 아랫면 주위 유동을 흡수하는 힘으로 인하여 간섭이 발생하였다. 하부로터의 경우

상부로터에서 발생하는 후류와의 간섭으로 인하여 방위각 0° 에서 불규칙적인 수직력 변화가 발생하였고, 이러한 현상은 IRS가 커질수록 상하부로터 간의 간섭이 줄어들면서 감소하였다.

Figure 11에서는 IRS 변화에 따른 상하부로터 후류가 동체 주변 유동장 발달에 미치는 영향을 분석하기 위해 와도장을 비교하였다. 기존 IRS 조건인 Fig. 11(a)에서 상부로부터 생성된 후류와 하부로부터 간의 간섭이 가장 크게 발생한다. 또한, 두 로터에서 발생한 후류가 합쳐지고 이 후류 구조는 하류(Downstream) 방향으로 이동하면서 동체와의 간섭을 유발하고 유동장 내의 와도를 증가시켰다. 특히 저속 전진 비행 조건이므로 동체와의 간섭이 두드러지게 관찰되었다. IRS가 커지는 Fig. 11(b)와 Fig. 11(c)의 와도장을 보았을 때, 상부로터의 후류와 하부로부터 간의 간섭이 발생하는 면적이 감소하고, 두 로터에서 생성된 후류가 겹치지 않고 동체 후방 유동장에서 와도가 감소하였다.

2.3.3 저속 전진 비행 조건에서 IRS 소음 영향성

다음으로 저속 전진 비행 조건에서 IRS의 변화가 동축반전 헬리콥터의 소음에 미치는 영향성을 분석하기 위해 Fig. 5에서 정의한 마이크로폰 위치에서의 소음 세기를 비교하였다. Fig. 12는 IRS 변화에 따라 Overall Sound Pressure Level(OASPL) 소음을 각각 방위각과 고도각 범위에서 비교하였고, Table 6은 특정 방위각 및 고도각

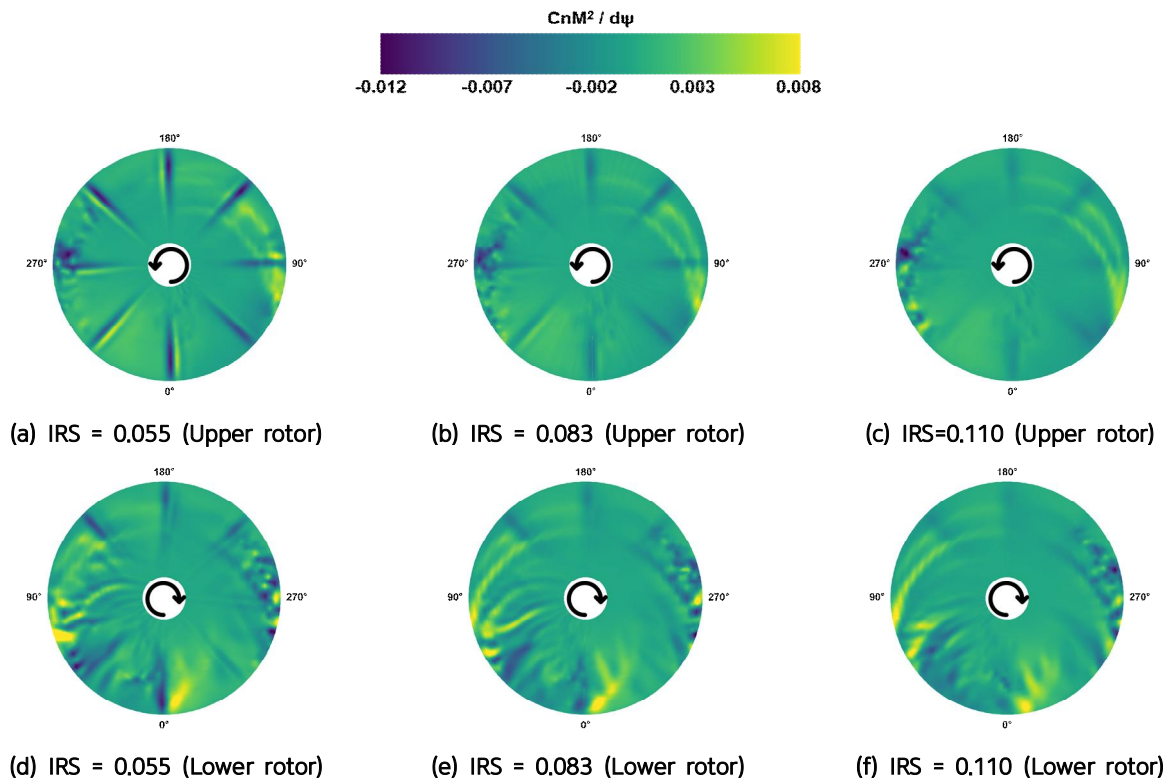


Fig. 10. Polar contours of BVI of the coaxial rotor blade on IRS in low-speed flight condition

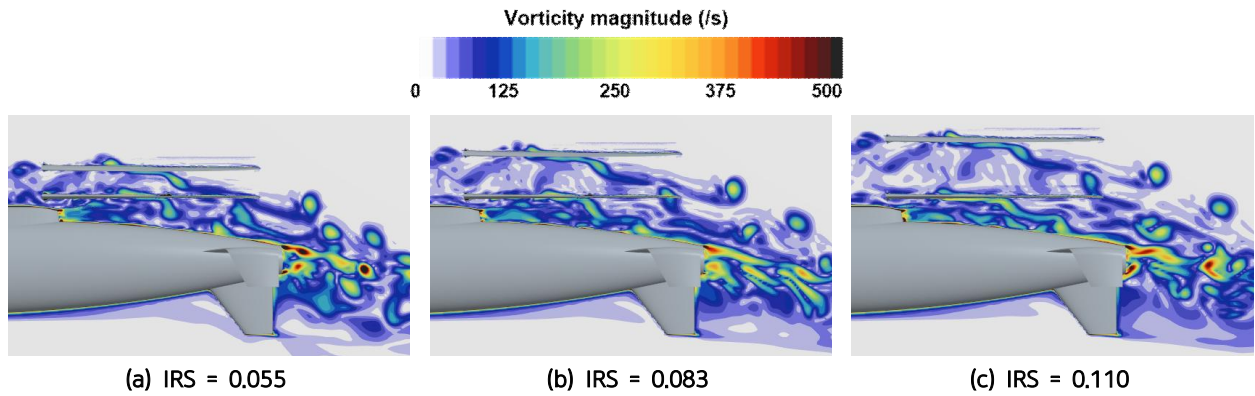
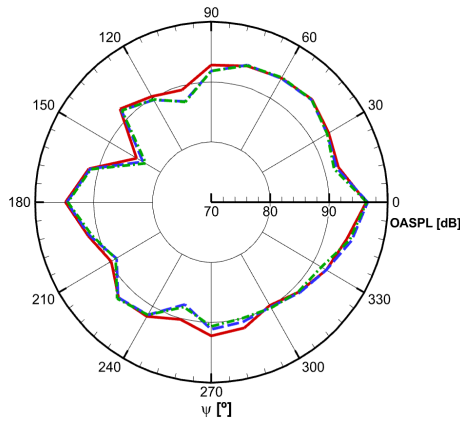
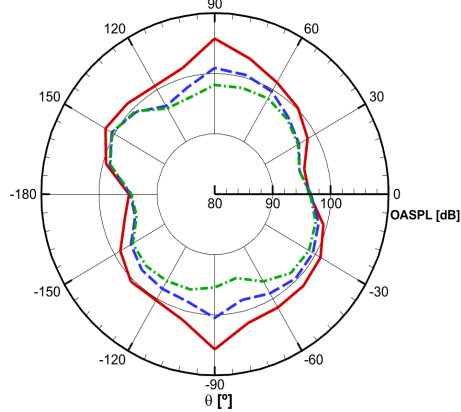


Fig. 11. Comparison of vorticity contours around X2TD helicopter on IRS in low-speed flight condition

— IRS = 0.055 - - - IRS = 0.085 - · - · - IRS = 0.110



(a) Azimuth angle



(b) Elevation angle

Fig. 12. Comparison of overall sound pressure level (OASPL) on IRS in low-speed flight condition

에서 기존 IRS인 $IRS = 0.055$ 인 경우를 기준으로 IRS에 따른 소음 변화를 정량적으로 나타내었다. Fig. 12(a)에서 방위각 105° 와 255° 위치에서 IRS가 증가했을 때, 기존보다 약 2 dB 낮은 소음이 예측되었다. 상부와 하부 로터가 서로 반대 방향으로 회전하며 생성된 후류 구조는 상부로터 블레이드의 아랫면과 하부로터 블레이드의

Table 6. Overall sound pressure level(OASPL) on IRS at specific location in low-speed flight condition

Angle	IRS		
	0.055	0.083	0.110
$\psi = 105^\circ$	89.33 dB(-)	87.31 dB (-2.02 dB)	87.28 dB (-2.05 dB)
$\psi = 255^\circ$	90.23 dB(-)	87.63 dB (-2.60 dB)	88.03 dB (-2.20 dB)
$\theta = -90^\circ$	105.69 dB(-)	100.47 dB (-5.22 dB)	95.43 dB (-10.26 dB)
$\theta = -135^\circ$	100.48 dB(-)	97.82 dB (-2.66 dB)	96.80 dB (-3.68 dB)

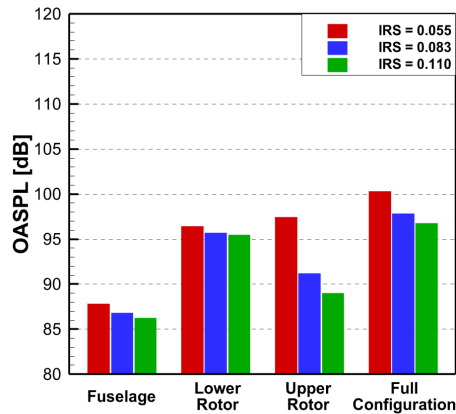
윗면에 압력변화를 유발한다. 이때 방위각이 105° 인 위치에서는 상부로터 블레이드가 전진면에 위치할 때 하부로터 블레이드가 후퇴면에 위치한다. 그러므로 상하부로터 각각의 전진면과 후퇴면에서 상대속도 차이로 인한 간섭현상의 규모가 가장 크게 나타난다. 방위각이 255° 인 경우, 상부로터 블레이드가 후퇴면에 위치할 때 하부로터 블레이드가 전진면에 위치한다. 이 경우 또한 방위각 105° 위치와 마찬가지로 두 로터 블레이드 간의 상대속도 차이가 가장 크게 발생하여 간섭현상이 발생한다. 결과적으로 IRS가 증가함에 따라 상하부로터 간의 간섭현상이 크게 감소하였고, 이는 소음 감소의 주요 요인으로 작용하였다. 방위각 범위에서 소음을 비교한 Fig. 12(a)와 달리 Fig. 12(b)에서는 고도각에 따른 변화의 세기를 비교하였고, IRS에 따라 큰 차이를 확인할 수 있었다. 특히, 고도각 -90° 지점에서는 IRS가 1.5배, 2배 증가함에 따라 OASPL 소음이 각각 약 5 dB, 8 dB씩 감소하였다. 특히, 고도각 -90° 지점에서는 IRS가 1.5배, 2배 증가함에 따라 OASPL 소음이 각각 약 5 dB, 8 dB씩 감소하였다. 이는 IRS에 따른 소음의 변화가 가장 큰 위치이며, 고도각 90° 지점과 마찬가지로 IRS가 증가함에 따라 비정상 하중소음의 기여가 감소했기 때문이다. IRS가 증가할수록 상부로터의 후류와 하부로터 간의 간섭현상, 그리고

두 로터의 후류와 각각의 로터 블레이드 간의 간섭현상의 규모가 감소한다. 이에 따라 BVI의 영향을 가장 크게 받는 고도각 45° , 135° , -135° , -45° 중 -135° 에서는 IRS가 커질수록 정상 하중소음의 크기가 감소하여 소음이 약 3 dB과 4 dB씩 감소하였다. Fig. 13에서는 저속 전진 비행 조건에서 IRS에 따른 OASPL 중, 고도각이 -135° 와 -90° 일 때 동축반전 로터 헬리콥터에서 발생하는 소음의 기여도를 상하부로터와 동체로 각각 나누어 분석하였다. 이때 각 부품별로 발생하는 소음을 예측하기 위해 동체와 하부로터, 상부로터와 전기체 형상을 각각비투과성 면으로 지정하였다. 두 위치 모두 기존 IRS 조건에서는 상부로터가 헬리콥터의 소음 기여도가 가장 높게 해석되었다. Fig. 13(a)에서 나타내는 고도각 -135° 는 BVI 소음의 영향을 가장 많이 받는다. 해당 위치에서 IRS가 증가할 때 하부로터에서의 소음은 1 dB 감소하는 반면, 상부로터의 소음은 6 dB과 8 dB씩 감소하였다. 이를 통하여 저속 전진 비행 조건에서 IRS가 커질 때 상부로터의 후류와 하부로터 간의 간섭으로 인한 소음보다 상부로터 블레이드 아랫면 주위의 유동을 하부로터에서 흡수하는 힘의 규모에 의한 소음의 영향이 더 큰 것을 확인하였다. 이에 따라 IRS가 커질수록 상부로터에서

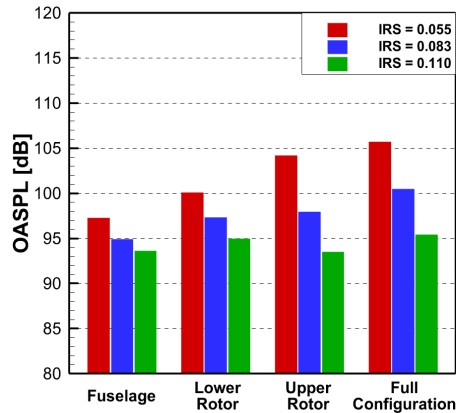
의 소음이 감소하여 하부로터의 소음 기여도가 가장 높게 예측되었다. Fig. 13(b)의 고도각 -90° 위치는 비정상 하중소음의 영향을 가장 많이 받는다. 여기서 IRS가 증가할 때 하부로터에서는 소음이 3 dB과 5 dB 감소하였고, 상부로터에서는 6 dB과 10 dB 감소하였다. 이때 상부로터와 하부로터의 소음 기여도는 IRS가 1.5배 커졌을 때 비슷하게 예측되었고, 2배 증가했을 때는 하부로터가 더 높게 예측되었다. 두 위치에서의 소음 기여도를 분석함으로써 저속 전진 비행 조건에서 기존 IRS에서는 상부로터의 소음 기여도가 가장 높았으나, IRS가 커질수록 하부로터의 기여도가 높아짐을 확인하였다.

2.3.4 고속 전진 비행 조건에서 IRS 공력 영향성

고속 전진 비행 조건에서 IRS에 따른 동축반전 헬리콥터의 공력 및 소음 특성의 변화를 분석하기 위해 전진비가 0.41인 조건에서 해석을 진행하였다. Fig. 14는 IRS 변화에 따라 상하부로터에서 발생하는 추력을 방위각에 따라 비교하였다. 방위각에 따른 추력계수를 평균화하여 Table 7에 나타내었고, 각 로터의 IRS에 따른 추력계수의 Peak-to-peak 변화를 Table 8에 나타내었다. 전진비가 높아질수록 비행 속도가 동축반전 로터에

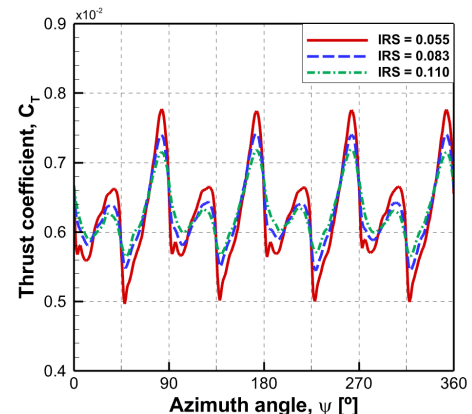


(a) Elevation angle of -135°

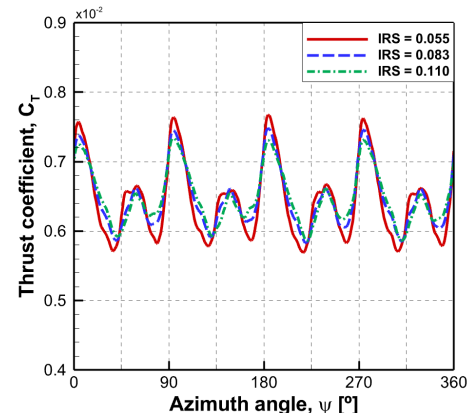


(b) Elevation angle of -90°

Fig. 13. Comparison of BPF harmonic spectra depending on IRS in low-speed flight condition



(a) Upper rotor



(b) Lower rotor

Fig. 14. Comparison of thrust coefficient depending on the IRS in high-speed flight condition

Table 7. Comparison of averaged thrust coefficient depending on the IRS in high-speed flight condition

C_T	IRS		
	0.055	0.083	0.110
Upper rotor	0.00625	0.00628	0.00629
Lower rotor	0.00644	0.00648	0.00649
Total rotors	0.01269	0.01276	0.01278

Table 8. Comparison of peak-to-peak thrust coefficient depending on the IRS in high-speed flight condition

Peak-to-peak	IRS		
	0.055	0.083	0.110
Upper rotor	0.0027	0.0019	0.0015
Lower rotor	0.0018	0.0015	0.0014

서 생성되는 후류의 전파속도보다 빨라, 상하부 로터 간의 간섭이 감소한다[25]. 이에 따라 저속 전진 비행 조건과 달리 고속 전진 비행 조건에서는 모든 IRS 조건에서 하부 로터로부터 발생하는 평균추력이 상부 로터의 평균추력보다 높다. 저속 전진 비행 조건과 마찬가지로 고속

전진 비행 조건에서도 IRS가 증가할수록 두 로터 블레이드에서 발생하는 추력 진폭이 감소하였고, 평균추력계수는 근소하게 증가하였다. Fig. 14(a)에서 나타내는 상부 로터의 추력 진폭이 Fig. 14(b)의 하부 로터 추력의 진폭보다 감소가 크게 나타나지만, 빠른 전진 비행 속도로 상하부 로터에서 생성되는 후류가 로터 블레이드와의 간섭현상이 적게 발생한다. 이에 따라 상하부 로터 간격이 멀어져도 저속 전진 비행 조건보다 추력 파동 진폭이 적게 감소하고, 상부 로터의 평균추력이 0.5%와 0.6%만큼, 하부 로터의 평균추력은 0.6%와 0.8%만큼 증가한다. 결과적으로 고속 전진 비행 조건에서는 IRS 변화가 상대적으로 상하부 로터 성능 변화에 미치는 영향성이 미비하였다.

Figure 15에서는 고속 전진 비행하는 동축반전 로터의 IRS에 따른 상하부 로터 블레이드의 수직력 변화를 디스크 크로 나타내었다. 상부 로터의 경우 저속 전진 비행 조건과 마찬가지로 IRS가 커질수록 하부 로터로부터 유동을 흡수하는 힘의 영향을 받아, 수직력이 변화하였다. 하부 로터의 경우 상부 로터에서 발생하는 후류와의 간섭 정도가 저속 전진 비행 조건보다 감소하여 IRS가 커져도 방위각 0°에서 수직력의 변화는 상대적으로 적게 나타났다. 또한, 고속 전진 비행 조건에서 상하부 로터 모두 저속 전진 비행 조건보다 수직력의 변화가 더 뚜렷하게 발생했는데, 이는 각 로터에서 생성되는 후류와 블레이드 간에 발생

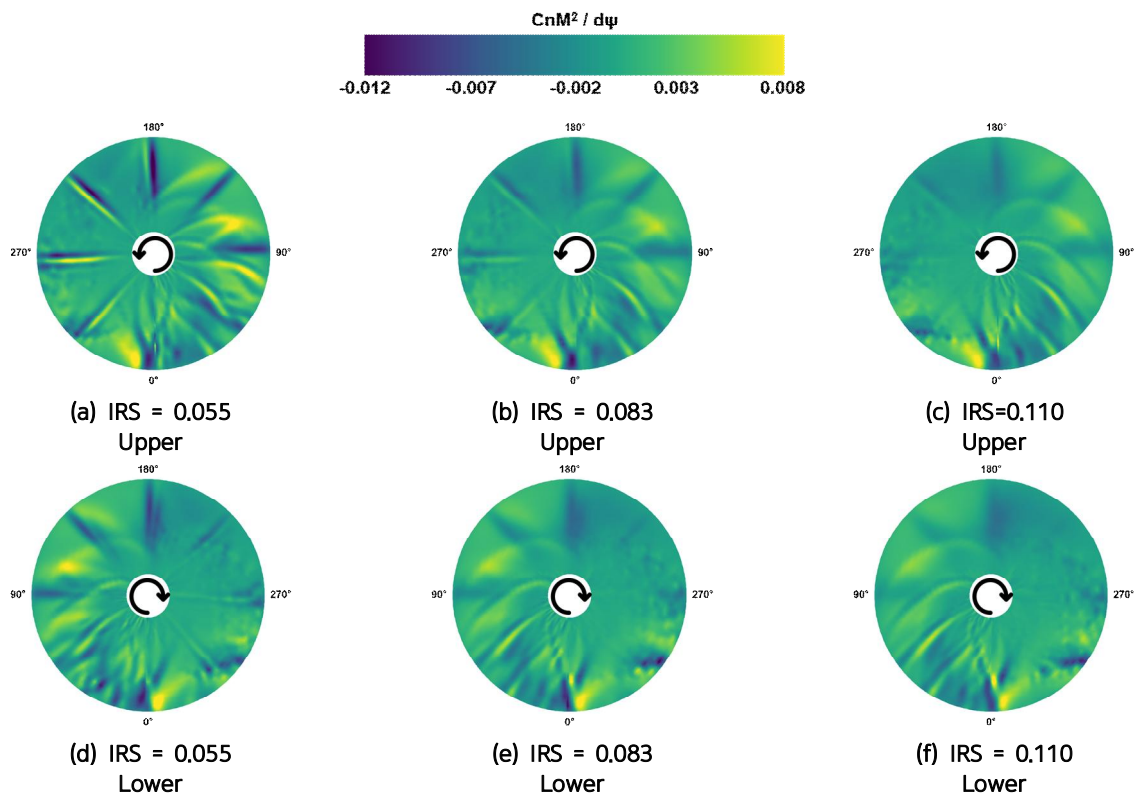


Fig. 15. Polar contours of BVI of the coaxial rotor blade on IRS in high-speed flight condition

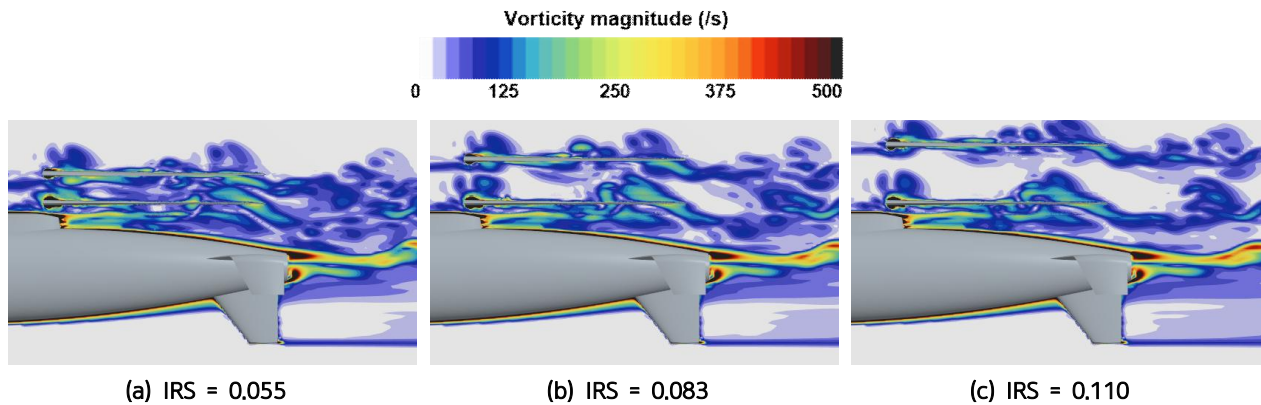


Fig. 16. Comparison of vorticity contours around X2TD helicopter on IRS in high-speed flight condition

하는 간섭의 영향이 저속 전진 비행 조건보다 큰 것이 원인이다.

Figure 16은 IRS 변화가 고속 전진 비행하는 동축반전 로터 헬리콥터 주위의 유동장에 미치는 영향을 와도장으로 나타내어 분석하였다. 저속 전진 비행 조건에서 고찰한 것과 같이 IRS가 증가함에 따라 상하부로부터 생성되는 후류 간의 간섭현상은 현저히 감소하는 것을 Fig. 16(b)와 Fig. 16(c)를 통해 확인할 수 있다. 특히, IRS가 0.110인 조건에서는 빠른 전진 속도로 인해 상하부로부터 블레이드에서 발생한 후류가 합쳐지는 현상이 발생하지 않았다. 또한, 저속 전진 비행 속도와 비교하여, 기존 IRS인 Fig. 16(a)에서도 상부로부터의 후류와 하부로부터 간의 간섭, 두 로터의 후류와 동체 간의 간섭현상이 작게 발생하였다. 이에 따라 IRS가 변하더라도 후류 구조의 변화는 거의 나타나지 않았고, 이러한 원인으로 인해 추력의 증가율이 저속 전진 비행 조건보다 낮게 예측되었다.

2.3.5 고속 전진 비행 조건에서 IRS 소음 영향성

고속 전진 비행 조건에서 IRS에 따른 방위각 및 고도각에서 해석되는 동축반전 로터 헬리콥터의 소음 변화를 OASPL로 나타내어 Fig. 17에서 비교하였고, Table 9는 IRS = 0.055일 때를 기준으로 특정 방위각 및 고도각에서 IRS에 따른 소음 변화를 정량적으로 나타내었다. Fig. 17(a)을 통해 방위각 범위에서의 변화를 고찰하면, 상하부로부터 블레이드의 전진면과 후퇴면이 위치하는 105° 와 255° 위치에서 두 로터 블레이드의 상대속도 차이가 저속 전진 비행 조건보다 크게 발생한다. 이때 IRS가 커지면서 상부로부터 블레이드의 아랫면과 하부로부터 블레이드의 윗면에서의 압력 변화가 줄어든다. 이에 따라 IRS가 증가할 때 소음이 약 2 dB와 3 dB씩 낮게 예측되었다. Fig. 17(b)에서 고도각이 -90° 일 때 IRS가 증가할수록 소음이 약 5 dB와 7 dB씩 감소하였고, 이는 저속 전진 비행 조건과 유사한 결과이다. 이를 통하여 저속 및 고속 전진 비행 조건에서 발생하는 비정상 하중소음의 기여도는 유사함을 확인하였다. 고도각이 -135° 인 경우 IRS가 커질수록 상부로부터의 후류와 하부로부터 간의 간섭은

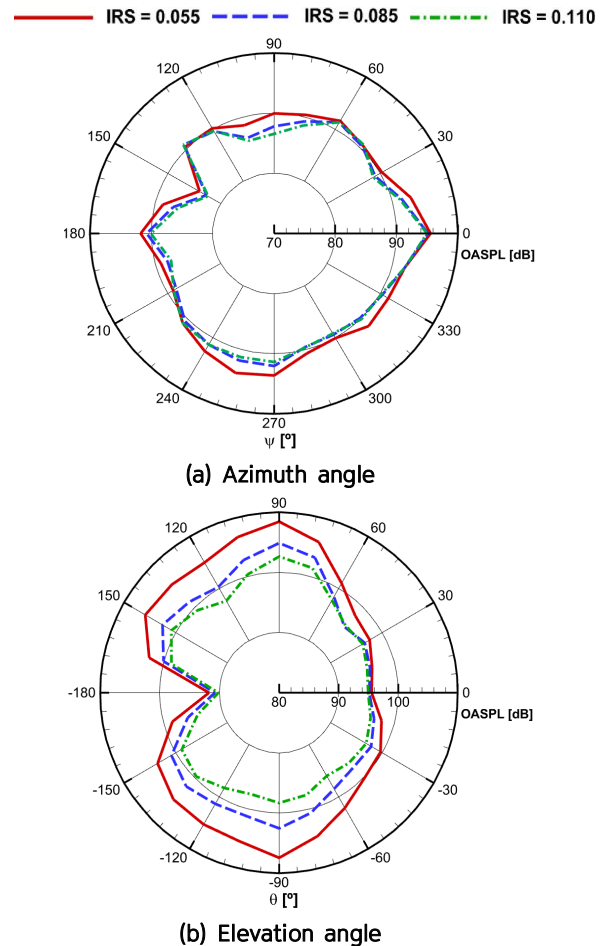


Fig. 17. Comparison of overall sound pressure level (OASPL) on IRS in high-speed flight condition

거의 발생하지 않았고, 하부로부터 상부로부터 블레이드 아랫면 주위 유동을 흡수하는 힘 또한 감소하였다. 이러한 요인들로 BVI 소음이 줄어들어 IRS가 증가할 때 소음이 각각 3 dB와 5 dB씩 감소하였다.

Figure 18에서는 고속으로 전진 비행하는 동축반전 로터 헬리콥터의 상하부로부터 간격에 따른 OASPL 차이를 비

Table 9. Overall sound pressure level (OASPL) on IRS at specific location in high-speed flight condition

Angle	IRS		
	0.055	0.083	0.110
$\psi = 105^\circ$	88.63 dB(-)	86.45 dB (-2.18 dB)	85.99 dB (-2.64 dB)
$\psi = 255^\circ$	94.05 dB(-)	91.89 dB (-2.16 dB)	91.27 dB (-2.78 dB)
$\theta = -90^\circ$	107.45 dB(-)	102.53 dB (-4.92 dB)	98.35 dB (-9.10 dB)
$\theta = -135^\circ$	105.09 dB(-)	102.03 dB (-3.06)	99.67 dB (-5.42 dB)

교한 고도각 -135° 와 -90° 에서 발생하는 소음의 기여도를 분석하였다. 두 위치 모두 저속 전진 비행 조건과 동일하게 기존의 IRS 형상에서는 전체 소음 수준 중 상부로터의 기여도가 가장 높았다. Fig. 18(a)에서 고도각이 -135° 일 때, 기존 형상에서 상하부로부터 간격을 1.5배, 2배로 증가시켰을 때 상부로터에서는 각각 4 dB, 6 dB, 하부로터에서는 각각 2 dB, 3 dB 만큼의 소음이 감소하였다. 고속 전진 비행 조건에서 상하부로부터 간의 간섭현상이 줄어들며 IRS를 증가시키더라도 저속 비행 조건에 비해 소음 감소폭이 약 2 dB 정도 낮았다. 하지만 하부로터는 동체와의 상호작용이 감소하여 저속 전진 비행 조건보다 소음 감소 크기가 약 1 dB과 2 dB씩 낮게 예측된 것으로 판단된다. Fig. 18(b)에서 고도각이 -90° 일 때, IRS가 증가할수록 하부로터의 소음은 3 dB과 4 dB 감소하였고, 상부로터에서는 5 dB과 8 dB 감소하였다. 고속 전진 비행 조건일 때 두 로터에서의 소음 감소 크기가 저속 전진 비행 조건보다 낮게 예측된 것 또한 상하부로부터 간의 간섭 및 두 로터에서 생성된 후류 간의 상호작용이 감소한 것이 원인이다. 고도각 -135° 와 -90° 위치 모두 IRS가 1.5배 증가했을 때 헬리콥터의 소음은 상부로터에서 기여도가 가장 높으나, 2배로 증가했을 때 하부로터의 기여도가 더 높아짐을 확인하였다. 또한, 주로터 블레이드에 비해 동체의 소음 기여도가 현저히 낮긴하지만, IRS가 각각 1.5배, 2배를 증가시켰을 때 주로터에서 발생한 후류와 동체 사이의 간섭현상이 줄어들어 동체에서 발생하는 소음은 약 1 dB, 2 dB 정도 감소하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 SA-IDDES 공력해석기법과 비투과면 FW-H 음향상사법을 이용하여 저속 및 고속 비행 조건에서 동축반전 로터 헬리콥터의 상하부로부터 간격이 공력 및 소음의 변화에 미치는 영향을 분석하였다. 저속 및 고속 전진 비행 조건 모두 상하부로부터 간격이 멀어질수록 평균 추력이 증가하였고, 저속 전진 비행 조건이 고속 전진 비행 조건보다 상하부로부터 간의 간섭 변화가 크게 작

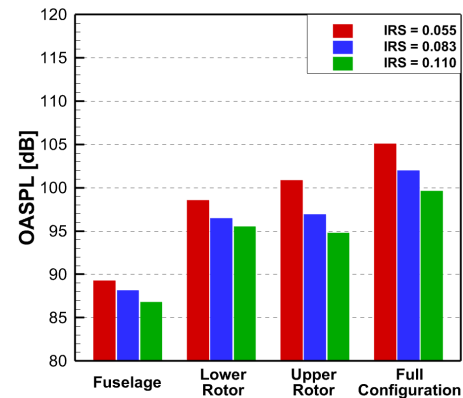
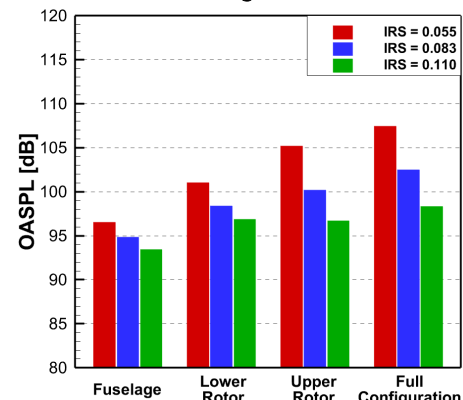
(a) Elevation angle of -135° (b) Elevation angle of -90°

Fig. 18. Comparison of BPF harmonic spectra depending on IRS in high-speed flight condition

용하여 추력 증가율이 더 높았다. 또한, IRS가 증가할수록 상하부로부터 로터 간의 공기역학적 상호작용이 감소하여 로터-후류, 후류-후류, 후류-동체 간의 간섭현상이 감소하였다. 이로 인해 결과적으로 저속 및 고속 비행 조건에서 IRS 간격이 증가할수록 공력소음이 감소하였다.

본 연구에서는 차세대 회전익기로 개발되고 있는 동축반전 로터 헬리콥터의 중요한 설계 변수 중 하나인 상하부로부터 간격이 비행체 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 본 연구에서 고찰한 결과들은 동축반전 로터 시스템 초기 설계 시 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 높은 IRS를 적용하게 되면 공기역학 효율을 높일 수 있을 뿐만 아니라 소음 저감에도 효과적이다. 하지만, 동축반전로터의 회전축에 위치하는 허브시스템은 전기체 형상에서 발생하는 항력의 50%를 생성한다[26]. 이때, 높아진 IRS로 인해 마스트에서는 큰 항력이 발생한다. 푸셔 프로펠러의 경우 동축반전로터에서 생성된 후류와의 간섭으로 비정상 하중간섭이 일어날 수 있는데, IRS가 커질수록 간섭이 발생하는 위치가 달라지므로 공력 및 소음에 변화를 줄 수 있다[27]. 그러므로, 허브 시스템 및 푸셔 프로펠러를 장착한 전기체 형상의 IRS 변화에 따른 공력 및 소음의 영향을 분석하는 연구들이 필요하다. 또한, 본 연구에서는 상부로터와 하부로터가

서로를 지나가는 Crossover Angle이 동체와 평행한 방위각 0° 에 위치한다. Crossover Angle의 위치가 변한다면 동축반전 로터와 동체 간의 간섭의 정도가 달라지고, 이는 공력 및 소음 성능에 직접적인 영향을 미친다. 따라서 향후 연구에는 주로터의 허브와 마스트 페어링을 적용한 형상을 고려하고 Crossover Angle이 변하는 조건에서 IRS의 변화에 대한 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2025년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(KRIT-CT-23-010, 국방 수직이착륙기 특화연구센터).

References

- 1) Denton, H. and Benedict, M., "Investigation of Coaxial Rotor Performance for a Gun-launched Micro Air Vehicle," *Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display*, West Palm Beach, FL., USA, 2023, May 16~18.
- 2) Coleman, C. P., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research," NASA-TP 3675, Washington, DC, 1997.
- 3) Bagai, A., "Aerodynamic Design of the X2 Technology DemonstratorTM Main Rotor Blade," *Annual forum proceedings American Helicopter Society*, Vol. 4, No. 1, 2008, pp. 29~44.
- 4) Ventura Diaz, P., Caracuel Rubio, R. and Yoon, S., "Simulations of Ducted and Coaxial Rotors for Air Taxi Operations," *AIAA Aviation 2019 Forum*, 2019, p. 2825.
- 5) Pradeep, P. and Wei, P., "Energy-Efficient Arrival with RTA Constraint for Multirotor EVTOL in Urban Air Mobility," *Journal of Aerospace Information Systems*, Vol. 16, No. 7, 2019, pp. 263~277.
- 6) Nagashima, T. and Nakanishi, K., "Optimum Performance and Wake Geometry of Coaxial Rotor in Hover," *Aeronautical and Space Science Japan*, Vol. 26, No. 293, 1978, pp. 325~333.
- 7) Lee, S. and Dassonivle, M., "Iterative Blade Element Momentum Theory for Predicting Coaxial Rotor Performance in Hover," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 65, No. 4, 2020, pp. 1~12.
- 8) Harrington, R. D., "Full-scale-Tunnel Investigation of the Static-Thrust Performance of a Coaxial Helicopter Rotor," NACA TN-2318, 1951.
- 9) Ramasamy, M., "Hover Performance Measurements Toward Understanding Aerodynamic Interference in Coaxial Compound Helicopters," *Journal of Aircraft*, Vol. 56, No. 3, 2015, pp. 1~17.
- 10) Ko, J. and Lee, S., "Numerical Investigation of Inter-Rotor Spacing Effects on Wake Dynamics of Coaxial Rotors," *Journal of Aircraft*, Vol. 58, No. 2, 2020, pp. 363~373.
- 11) Park, S. H. and Kwon, O. J., "Numerical Study about Aerodynamic Interaction for Coaxial Rotor Blades," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 2, 2021, pp. 277~286.
- 12) Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. K. and Travin, A. K., "A Hybrid RANS-LES Approach with Delayed-DES and Wall-Modelled Capabilities," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, No. 6, 2008, pp. 1638~1649.
- 13) Breuer, M., Jovičić, N. and Mazaev, K., "Comparison of DES, RANS, and LES for the Separated Flow around a Flat Plate at High Incidence," *Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 4, No. 3, 2003, pp. 357~388.
- 14) 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.
- 15) Ali Pasha, A., Juhany, K. A. and Khalid, M., "Numerical Prediction of Shock/Boundary - Modified Spalart-Allmaras Model," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 12, No. 1, 2018, pp. 459~472.
- 16) Uraschi, C. L., "A Stress-Equivalent Spalart-Allmaras Wall Model with Local Boundary Conditions for RANS, DES and LES," Massachusetts Institute of Technology, PhD Thesis, 2024.
- 17) 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.
- 18) 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, 2019, pp. 518~526.
- 19) 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, 2006, pp. 291~297.

20) 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.

21) Chae, S. and Kim, D., “Trim Analysis Method Using Blade Element Theory for CFD Analysis of Steady Flight Coaxial Rotors,” *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 25, No. 2, 2020, pp. 98~104.

22) Chia, M., “Rotorcraft In-Plane Noise Reduction Using Active/Passive Approaches With Induced Vibration Tracking,” PhD Thesis, 2017.

23) Passe, B. J., Sridharan, A. and Baeder, J., “Computational Investigation of Coaxial Rotor Interactional Aerodynamics in Steady Forward Flight,” *33rd AIAA Aerodynamics Conference*, 2015.

24) Barbely, N. L. and Komerath, N. M., “Coaxial Rotor Flow Phenomena in Forward Flight,” *2016 International Powered Lift Conference(IPLC)/SAE Aerospace Systems and Technology Conference*, No. ARC-E-DAA-TN31139, 2016.

25) Kim, H. W. and Brown, R. E., “A Rational Approach to Comparing the Performance of Coaxial and Conventional Rotors,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 55, No. 1, 2010, p. 12003.

26) 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.

27) Yin, J., Stuermer, A. and Aversano, M.,

“Aerodynamic and aeroacoustic analysis of installed pusher-propeller aircraft configurations,” *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 5, 2012, pp. 1423~1433.

28) Linton, D., Widjaja, R. and Thornber, D., “Simulations of Tandem and Coaxial Rotors using a CFD-coupled Rotor Model,” *21st Australasian Fluid Mechanics Conference*, 2018.

29) Walsh, D., Weiner, S., Arifian, K., Lawrence, T., Wilson, M. and Blackwell, R., “Development Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator,” *67th Annual Forum of the American Helicopter Society International*, Virginia Beach, VA, 2011.

30) Yuan, Y., Chen, R. and Li, P., “Trim Investigation for Coaxial Rigid Rotor Helicopters Using and Improved Aerodynamic Interference Model,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 85, 2019, pp. 293~304.

31) Jia, Z. and Lee, S., “Impulsive Loading Noise of a Lift-Offset Coaxial Rotor in High-Speed Forward Flight,” *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 2, 2020, pp. 687~701.

32) Leishman, J. G. and Anathan, S., “An Optimum Coaxial Rotor System for Axial Flight,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 53, No. 4, 2008, pp. 366~381.

33) Ho, J. C., Yeo, H. and Bhagawt, M., “Validation of Rotorcraft Comprehensive Analysis Performance Predictions for Coaxial Rotors in Hover,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 62, No. 2, 2017, pp. 1~13.

34) Qi, H., Xu, G., Lu, C. and Shi, Y., “A Study of Coaxial Rotor Aerodynamic Interaction Mechanism in Hover with High-Efficient Trim Model,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 84, 2019, pp. 1116~1130.