



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 53(5), 491-502(2025)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2025.53.5.491>

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

동축반전 복합형 회전익기 동체-푸셔 프로펠러 공력 간섭 현상에 관한 전산 해석

박규태¹, 황유현², 이병수³, 박남은⁴, 명노신⁵, 이학진⁶

Computational Analysis of Aerodynamic Interference between Fuselage and Pusher Propeller for Coaxial Compound Rotorcraft

Kyu Tae Park¹, Yu Hyeon Hwang², Byoung Soo Lee³, Nameun Park⁴, Rho Shin Myong⁵ and Hakjin Lee⁶

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

Republic of Korea^{1,2,5,6}

Rotorcraft Flight Dynamics Team, Korea Aerospace Industries, LTD., Sacheon, Republic of Korea^{3,4}

ABSTRACT

A compound helicopter with coaxial main rotor and pusher propeller has been attracting much attention due to its long-range cruise and high-speed capability. However, the wake flow from the coaxial hub system and fuselage directly affects the inflow condition on the pusher propeller during high-speed flight. This study investigated the effects of hub system and fuselage wake structures on the aerodynamics of pusher propeller using high-fidelity lattice-Boltzmann method(LBM) simulation. The validation study of the LBM simulation against the measurements on the ROBIN fuselage model predicts the surface pressure coefficients on the fuselage at different locations. In this study, a geometry similar to the Sikorsky-Boeing SB>1 Defiant model is considered. The simulation results showed that the complex wake structure generated from the hub system and fuselage results in a decrease in the inflow velocity, thus leading to increase in the effective angle of attack of the pusher propeller blades. Moreover, thrust fluctuations of the pusher propeller were observed due to the ingestion of highly unsteady inflow into the pusher propeller. It was concluded that the simulation results provide significant insights into the flow physics occurring around the hub system, fuselage, and pusher propeller in high-speed forward flight conditions.

초 록

복합형 회전익기는 동축반전 메인 로터와 푸셔 프로펠러가 장착되어 있으므로 고속으로 장거리를 비행할 수 있다. 그러나 동축반전 허브시스템과 동체로부터 발생하는 후류가 고속 비행 중 푸셔 프로펠러의 유입류에 직접적인 영향을 주며 공력 성능에 변화를 줄 수 있다. 본 연구에서는 허브시스템과 동체 후류 구조가 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 Lattice-Boltzmann method(LBM) 기반의 상용 소프트웨어 프로그램인 PowerFLOW를 사용하였다. 전진 비행 조건에서의 ROBIN 동체 모델의 표면 압력 계수를 실험값과 해석 결과를 비교하여 해석자의 검증을 수행하였다. 전산 해석 모델은 Sikorsky-Boeing SB>1 Defiant와 유사한 형상을 사용하였다. 전산 해석 결과 허브시스템과 동체에서 발생하는 복잡한 후류 구조로 인해 푸셔 프로펠러의 유입 속도가 감소하여 푸셔 프로펠러 블레이드의 유효 받음각이 증

+ Received : September 6, 2024 Revised : December 7, 2024 Accepted : February 19, 2025

^{1,2} M.S. Student, ³ Research Engineer, ⁴ Principal Research Engineer, ⁵ Professor, ⁶ Associate Professor

⁶ Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID: 0000-0002-4459-9858

© 2025 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

가하였다. 이때 불안정한 유입류가 푸셔 프로펠러에 유입되어 추력 진동이 발생하였다. 고속 전진 비행 조건에서 허브시스템, 동체 및 푸셔 프로펠러 부근에서 발생하는 유동 물리 현상에 대한 고찰을 진행하였다.

Key Words : Coaxial Compound Rotorcraft(동축반전 복합형 회전익기), Fuselage-Pusher Propeller Interference(동체-푸셔 간섭), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Lattice-Boltzmann Method(격자 볼츠만 법)

I. 서 론

회전익 항공기는 수직이착륙 및 제자리 비행의 장점이 있지만, 고정익 항공기와 비교하였을 때 낮은 비행 속도와 짧은 항속거리를 가지고 있다. 이러한 회전익기의 단점을 보완하기 위하여 다양한 형태의 미래형 회전익기 개발에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다[1]. 기존의 헬리콥터는 양력과 추력을 메인 로터에서 생성하지만, 미래형 회전익기는 메인 로터 시스템 이외에 날개 또는 보조 추력 장치를 사용하거나 메인 로터의 회전면이 회전하는 형태의 복합형과 전환형으로 개발되고 있다[2]. 전환형 회전익기의 경우 수직이착륙, 저속 비행에는 로터를 지면과 수평하게 회전하여 기존의 회전익기처럼 사용하고 고속 비행에서는 로터나 로터가 장착된 날개 전체를 틸트하여 메인 로터로 회전익 모드와 고정익 모드를 모두 사용한다[3]. 대표적인 전환형 회전익기는 미국의 벨(Bell)사에서 개발한 V-280 Valor가 있다. 대표적 적용 기술로는 V-tail 형상을 통한 고속 성능 향상, 복합재료 동체, 엔진을 제외한 틸트 로터 방식 등이 주요 특징이다[3]. 복합형 회전익기는 수직이착륙에 필요한 추력과 비행 속도를 증가시켜 양력을 발생시키는 추력 시스템이 분리되어 별도로 존재하는 형태를 말한다[4]. 대표적인 복합형 회전익기는 미국의 시콜스키(Sikorsky)사의 SB>1 Defiant가 있으며, 적용된 첨단 기술로는 동축반전 로터 시스템, 능동 진동 제어 시스템, 저항력 허브형상, 클러치와 가변회전수/피치 기능의 푸셔 프로펠러 장착 등이 있다[3]. 복합형 회전익기의 경우 푸셔 프로펠러에서 발생하는 추력으로 인해 약 250 knot의 고속 전진 비행이 가능하다[5]. 또한 항공기의 노즈가 위아래로 기울어져 있는 상황에서도 제자리 비행이 가능한 장점을 가지고 있다. 하지만 다수의 회전장치를 사용하고, 고속으로 비행함에 따라 복잡하고 불규칙하게 발생하는 후류의 영향으로 인해 동체 후방의 붐테일에 Tail Shake 현상을 일으킬 뿐만 아니라[5,6], 푸셔 프로펠러의 추력, 요구 동력 등 공기역학적 성능에도 지배적인 영향을 미친다.

동체와 동축반전 허브시스템에서 발생하는 후류 분석 및 푸셔 프로펠러에 대한 다양한 전산 해석 연구가 수행되었다. Yin[7]은 고정익 항공기의 날개, 나셀, 엔진에서 발생하는 배기가스 등과 푸셔 프로펠러의 간섭 현상에 관한 연구를 수행하였다. Yoshikatsu[8]는 고정익 날개의 앞, 뒤에 트랙터(Tractor) 타입과 푸셔(Pusher) 타입

의 프로펠러를 위치시키고 날개의 공력 간섭을 해석하였다. Figat[9]은 소형 무인항공기 동체와 푸셔 프로펠러의 공력 간섭 현상을 전산 해석을 통해 분석하였다. Jung[10]은 고정확도 전산유체역학 기법을 활용하여 동축반전 허브에서 발생하는 항력과 후류 구조 및 와류장을 실험과 전산 해석을 통해 비교 분석하였다. Raghav[11]은 허브 시스템의 회전 여부에 따라 상단 허브 페어링, 마스트 페어링, 하단 허브 페어링의 허브 항력과 유동장에 미치는 영향을 연구하였다. 언급된 문헌을 포함하여 대부분의 선행 연구에서는 고정익 항공기의 날개, 비교적 단순한 형상과의 상호 간섭 현상에 대한 연구가 수행되었지만, 복합형 회전익기의 동체 형상과 푸셔 프로펠러 간의 공기역학적 상호 간섭에 관한 연구는 많이 보고되지 않은 실정이다.

본 연구에서는 Lattice-Boltzmann method(LBM) 기반의 소프트웨어 프로그램인 PowerFLOW를 활용하여 동축반전 복합형 회전익기의 동체-푸셔 프로펠러의 공력 간섭 현상이 유동장, 후류 구조, 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 고속 전진 비행 시 동체와 동축반전 허브시스템에서 발생하는 후류로 인해 푸셔 프로펠러에 유입되는 유동장의 변화를 자세히 분석하였으며, 비대칭적인 유동이 푸셔 프로펠러에 유입됨에 따라 변화하는 푸셔 프로펠러의 공력 성능을 고찰하였다.

II. 본 론

2. 전산 해석 기법 및 검증

2.1 Lattice-Boltzmann method(LBM)

LBM 기법은 Boltzmann Equation을 이산화된 격자를 이용하여 입자들의 확률적 분포와 움직임을 단순화하고 분포함수의 적분을 통해 공간 격자에서의 물리량을 계산하는 방법이다[12]. 격자 내에 확률 분포함수를 통해 분포되어 있는 입자들은 구현된 공간에서 입자들의 이동과 충돌 모델링이 가능하다[13]. 이산화된 입자들은 LBM에서 사용되는 DaQb모델로 구현되며 Da는 차원의 수, Qb는 분포함수의 수를 나타낸다[14,15].

본 연구에서는 3차원 Lattice Boltzmann Equation을 이산화하기 위해 D3Q19 모델을 사용하였다. Fig. 1과 같이 D3Q19 모델은 입자들이 3차원 공간에서 19개의 방향으로 자유롭게 이동과 충돌할 수 있다[16]. Lattice

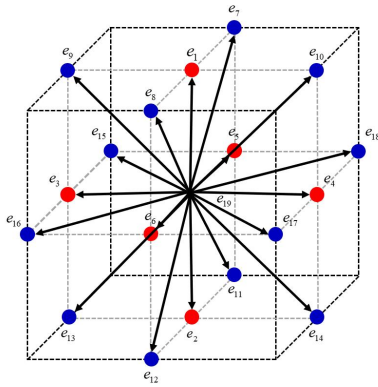


Fig. 1. D3Q19 model

Boltzmann Equation을 D3Q19 모델로 이산화하여 표현하면 아래 식 (1)과 같다.

$$f_i(\vec{x} + \vec{e}_i \Delta t, t + \Delta t) - f_i(\vec{x}, t) = -\frac{1}{\tau} [f_i(\vec{x}, t) - f_i^{eq}(\vec{x}, t)] \quad (1)$$

여기서 $f_i(\vec{x}, t)$ 는 이산화한 입자들의 수를 나타내며, \vec{e}_i 는 i 방향으로 이동하는 입자들의 속도이다. 좌변은 입자들의 이동항, 우변은 충돌항에 관한 식으로 나타낸다. 입자들의 충돌 연산은 Bhatnagar-Gross-Krook (BGK) 완화 모델을 사용하여 계산한다[17,18]. 여기서, 충돌항의 τ 는 입자들이 충돌 후 평형상태로 도달되는 데 걸리는 시간을 무차원화한 완화시간이며, 동점성계수 ν 에 대하여 식 (2)로 나타낼 수 있다.

$$\nu = C_s^2 \left(\tau - \frac{\Delta t}{2} \right) \quad (2)$$

C_s 는 입자의 음속으로 $e/\sqrt{3}$ 로 나타낼 수 있으며, Δt 는 일반적으로 1로 설정된다. 또한 식 (1)의 $f_i^{eq}(\vec{x}, t)$ 는 Maxwell-Boltzmann 분포식을 Taylor 급수로 나타낸 평형분포함수이고, 식 (3)으로 나타낼 수 있다[19].

$$f_i^{eq}(\vec{x}, t) = w_i \rho \left[1 + 3 \left(\frac{\vec{e}_i \cdot \vec{u}}{e^2} \right) + \frac{9}{2} \left(\frac{\vec{e}_i \cdot \vec{u}}{e^2} \right)^2 - \frac{3}{2} \left(\frac{u}{e} \right)^2 \right] \quad (3)$$

식 (3)에서 \vec{u} 는 유동의 거시적 속도, w_i 는 가중치 상수로 입자에 따라 다른 값을 가지며, 방향에 따라 아래 식 (4)와 같이 값을 가진다.

$$w_i = \begin{cases} \frac{1}{18} & (w_i = 1, \dots, 6) \\ \frac{1}{36} & (w_i = 7, \dots, 18) \\ \frac{1}{3} & (w_i = 19) \end{cases} \quad (4)$$

결과적으로 이산화된 격자 내에서 입자들의 밀도, 운동량, 에너지를 식 (5)~(7)과 같이 구할 수 있다[20].

$$\rho(\vec{x}, t) = \sum_i f_i(\vec{x}, t) \quad (5)$$

$$\rho \vec{u}(\vec{x}, t) = \sum_i \vec{e}_i f_i(\vec{x}, t) \quad (6)$$

$$E(\vec{x}, t) = \sum_i \frac{1}{2} m [\vec{e}_i \cdot \vec{e}_i] f_i(\vec{x}, t) \quad (7)$$

식 (8)의 압력은 격자 내의 음속으로 구한 C_s 값으로 상태 방정식을 이용하여 구할 수 있다.

$$p = \rho C_s^2 \quad (8)$$

LBM은 입자들의 이동과 충돌을 분포함수의 적분을 통해 계산하는 방법이다. 따라서, 지배방정식이 대수방정식으로 구성되어 있어 편미분방정식과 비교하였을 때 병렬계산에 효율적인 특징이 있다[12,21]. 또한, 수치적인 소산(Dissipation) 오차가 상대적으로 적으므로, 로터 블레이드 또는 프로펠러와 같이 후류 유동을 동반하고 비정상 유동 특성이 강하게 발생하는 회전익기 공력 해석 연구에 적용하기 적합하다고 알려져 있다[14]. 따라서 동체와 푸셔 프로펠러에서 발생하는 후류 구조와 공력 성능을 예측하기 위해 LBM 기반의 상용 프로그램인 PowerFLOW를 사용하였다.

2.2 전산 해석 기법 검증

동체에서 발생한 후류 구조가 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 앞서, 동체 검증 문제의 대표적인 모델인 ROBIN 동체 형상을 이용하여 전산 해석자 검증 연구를 수행하였다. LBM 해석이 도출한 동체의 표면 압력 계수를 NASA Langley Research Center에서 수행한 실험 결과[22] 및 타 전산 해석자인 FUN3D의 해석 결과[23]와 비교 검증하였다. 전산 해석 기법 검증에 이용한 ROBIN 동체의 길이는 3.147 m로 형상은 Fig. 2와 같다. 전산 해석 조건은 동체의 받음각이 0°인 상태에서 21.08 m/s의 속도로 전진 비행하는 상태로 가정했으며, 레이놀즈 수는 동체 길이를 기준으로 계산되었다. ROBIN 동체의 해석 격자는 약 1.1억 개를 사용하였다. Fig. 2에 나타낸 4개의 위치에서 ROBIN 동체의 표면 압력 계수를 실험값과 비교하였다. 비교 위치는 동체

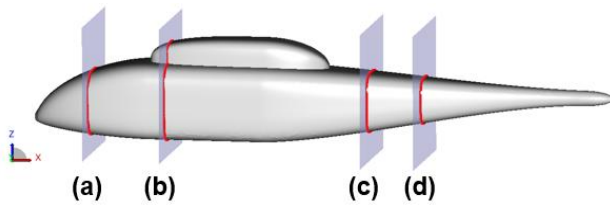


Fig. 2. Pressure tab locations on ROBIN fuselage

Table 1. Simulation conditions for solver validation

Parameter	Value
Fuselage angle of attack [°]	0
Forward flight speed [m/s]	21.08
Mach number	0.062
Reynolds number	4,460,000

의 전방, 엔진카울링이 위치한 중간, 엔진카울링에서 발생하는 후류가 영향을 미치는 동체 후방으로 선정하였다.

각 위치에서 실험, FUN3D 해석, LBM 해석으로 도출된 표면 압력 계수 분포를 Fig. 3에서 비교하였다. 동체의 전방과 엔진카울링이 위치한 Fig. 3(a)와 (b)에서는 실험값과 상당히 유사한 결과가 도출되었다. 동체 후방 위치에 해당하는 Fig. 3(c)와 (d)에서는 실험 결과와 전산 해석 결과에서 다소 오차가 발생하였다. 이는 실험 모델의 경우 동체에 장착된 스트럿 바와 허브가 동체 표면 압력에 영향을 미치는 것이 원인이다[24]. 전산 해석 모델의 경우 스트럿 바와 허브가 없는 형상으로 동체 후방에서 LBM 해석과 FUN3D 해석 결과가 유사함을 확인하였다.

3. 전산 해석 모델 및 조건

3.1 전산 해석 모델

본 연구에서는 동축반전 복합형 회전익기의 동체-푸셔 프로펠러 간의 간섭 현상이 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 메인 로터 블레이드를 제외한 전기체 형상을 고려하였다. 비교군으로 단일 푸셔 프로펠러에 대한 추가적인 전산 해석도 수행하였다. 단일 푸셔 프로펠러의 형상은 Fig. 4에 나타내었으며, Spinner와 Blade Shank 형상을 고려하지 않았다. 본 연구에서는 Fig. 5와 같이 Sikorsky-Boeing이 공동으로 개발한 SB71 Defiant와 유사한 전기체 형상을 사용하였다. 전기체는 허브시스템과 엔진카울링, 동체와 수평 및 수직 안정판, 벤트릴 핀과 푸셔 프로펠러 등으로 이루어져 있다. 허브시스템은 상당 허브 페어링, 마스트 페어링, 하단 허브 페어링으로 구성되어 있다. 형상의 크기를 메인 로터 반지름(MR)으로 정의하였을 때 동체의 길이는 2.18MR이며, 허브시스템의 지름은 0.48MR, 푸셔 프로펠러의 지름은 0.45MR이다. 허브시스템은 동축반전으로 회전하며, 푸셔 프로펠러는 회전익기의 후방에서 바라보았을 때 반시계 방향으로

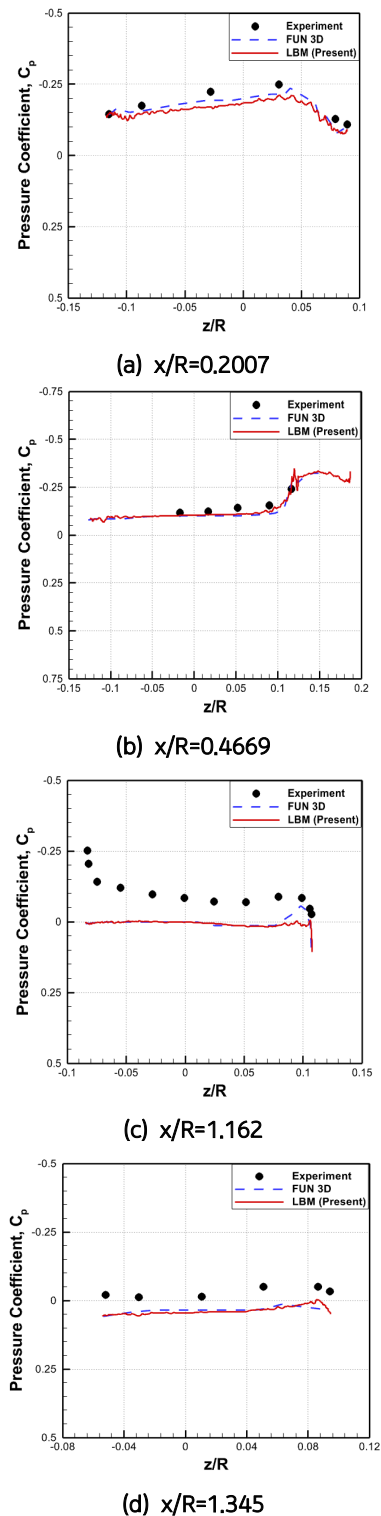


Fig. 3. Comparison of pressure coefficients on fuselage surface

로 회전한다. Table 2는 전기체 형상의 크기 정보를 메인 로터의 반지름을 기준으로 정리하였다. 푸셔 프로펠러의 해석 조건은 전진 비행 속도를 고려하여 받음각 40°부터 5°씩 증가시켜 60° 범위까지 총 5개의 경우로 구성하였다.

Table 2. SB>1 Defiant model specification

Parameter	Value
Main rotor radius	MR
Fuselage length	2.18 MR
Fuselage height	0.58 MR
Propeller diameter	0.45 MR
Hub system diameter	0.48 MR
Number of blade	8
Pusher propeller rotation direction	CCW
Pusher propeller pitch angle [°]	40, 45, 50, 55, 60



Fig. 4. Isolated pusher propeller model



Fig. 5. Full configuration model

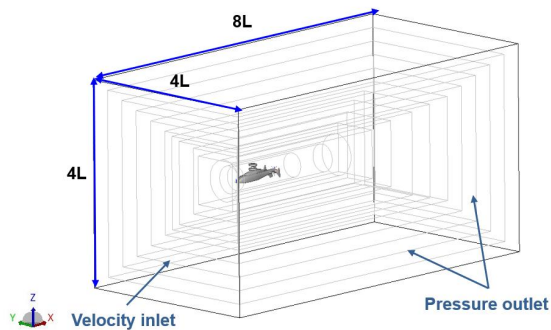


Fig. 6. Computational domain for full configuration

3.2 전산 해석 조건

동축반전 복합형 회전익기 전기체 형상에 대한 LBM 해석을 위한 계산 영역을 Fig. 6에 나타내었다. 계산 영역은 동체와 푸셔 프로펠러에서 발생하는 후류의 방향을 고려하여 직육면체 형상으로 구성하였고, 계산 영역의 크기는 전기체 형상의 동체 길이(L)를 기준으로 길이 방향

으로 8L, 넓이 방향, 높이 방향으로 각각 4L의 크기로 구성하였다. 계산 영역 내부에는 전산 해석의 효율성을 높이고자 Variable Resolution (VR) 기능을 사용하여 격자의 조밀도를 조절하였다[12]. VR 레벨이 높아질수록 조밀한 격자가 생성되며, 이전 VR 레벨 격자의 크기보다 1/2배 감소한다. 본 연구에서는 전체 계산 영역을 14개의 VR로 구성하였고 동체와 푸셔 프로펠러에서 발생하는 유동을 정확하게 예측하기 위해 공간 격자의 최소 격자 크기는 푸셔 프로펠러 블레이드의 $r/R=0.5$ 위치에서 시위 길이의 약 2%에 해당하는 크기로 설정하였다. 자유류가 유입되는 입구 영역의 경계조건은 Velocity Inlet, 나머지 면은 Pressure Outlet으로 지정하였으며, 점성 효과를 고려하기 위해 물체 표면에는 점착조건(No-slip Condition)을 적용하였다[14]. 또한, Sliding Mesh 기법을 적용하여 푸셔 프로펠러와 허브 페어링의 회전효과를 부여하였다. Fig. 7은 전기체의 공간 격자와 표면 격자를 나타내었으며 형상의 곡면에 조밀한 격자를 배치하여 표면을 정확하게 표현하였다.

전진 비행 속도는 250 knot로 레이놀즈 수는 푸셔 프로펠러 블레이드의 시위 길이를 기준으로 약 2,400,000이다. 이때 푸셔 프로펠러의 RPM은 메인 로터의 허브시스템 RPM보다 5.8배 빠르게 회전한다. 전산 해석은 푸셔 프로펠러의 회전수를 기준으로 총 40회전 동안 진행했으며, 허브시스템 주변의 유동이 푸셔 프로펠러 위치까지 충분히 전파된 이후의 결과를 분석하기 위해 푸셔 프로펠러가 20바퀴 회전한 이후의 데이터를 사용하였다. 시간 간격은 공간 격자의 최소 격자 크기, 유동 속도, 계산 시간 간격의 관계를 수치적 안정성을 유지하는 Courant Friedrichs Lewy (CFL) 수가 최소 격자 크기를 기준으로 1.0 이하가 되도록 설정하였다[25].

동축반전 복합형 회전익기의 동체-푸셔 프로펠러 공력 간섭 현상을 고찰하기 위해 전산 해석에 적절한 격자의 개수를 결정하기 위한 격자 수렴성 테스트를 수행하였다. 격자계 내의 최소 격자 크기를 기준으로 격자의 개수를 조절하였고 최소 격자의 크기는 푸셔 프로펠러 블레이드의 $r/R=0.5$ 위치에서 시위 길이의 약 3%, 2%에 해당하는 크기로 설정하였다. 총 격자 개수가 3.3억 개, 7.7억 개, 12억 개에 해당하는 격자계를 구성하였고, 7.7억 개와 12억 개의 최소 격자 크기는 동일하지만 12억 개에 해당하는 격자계에서는 허브시스템 후류 영역에도 조밀한 격자를 배치하였다. 격자 수렴성 테스트 결과를 Table 3에 나타내었고, 7.7억 개의 격자계에서 추력 및 토크 계수가 12억 개의 결과에 수렴하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 본 연구에서는 전산 해석의 정확성과 계산 효율성을 고려했을 때, 단일 푸셔 프로펠러는 약 1.1억 개, 전기체 형상은 약 7.7억 개의 격자를 이용하였다. 전산 해석에는 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1 GHz를 병렬계산으로 256 Cores 사용하였고 단일 푸셔

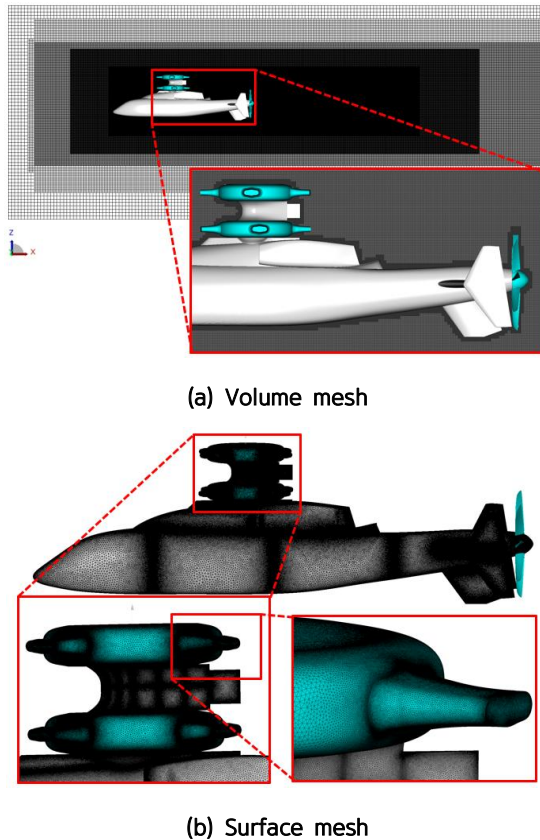


Fig. 7. Mesh system for full configuration

Table 3. Results of grid convergence test

Resolution level	Coarse	Medium	Fine
Total elements [B]	0.33	0.77	1.2
Computational time [hr]	52	90	132
Thrust coefficient	0.37	0.40	0.40
Torque coefficient	0.140	0.144	0.145

※ B: Billion

프로펠러 해석에 약 32시간/Case, 전기체 형상 해석에 약 90시간/Case가 소요되었다.

4. 전산 해석 결과

4.1 동체-허브시스템에서 발생하는 후류 분석

동체-푸셔 프로펠러 간섭 현상이 프로펠러의 유입류에 미치는 영향을 분석하기에 앞서 동체와 허브시스템에서 발생하는 후류 유동장을 분석하였다. Fig. 8을 통해 확인할 수 있듯이 상하단 허브 페어링의 Blade Shank, 마스트 페어링에서 발생한 후류는 엔진카울링에서 발생한 후류와 중첩되고, 동체 후방의 붐테일 상단면을 따라 하류 방향으로 전파된다. 허브 페어링과 동체의 엔진카울링에서 발생한

후류는 동체의 붐테일 뿐만 아니라 푸셔 프로펠러의 회전면 상단에 위치한 나선형의 후류 구조와도 강한 간섭 현상이 발생하였다. 이에 따라, 푸셔 프로펠러에서 나선형의 끝단 후류 구조가 붕괴되는 Tip Vortex Breakdown 현상이 발생하였다. 후류 구조를 전기체 상단에서 바라보았을 때, Fig. 8(a)와 같이 회전하는 허브 페어링의 Blade Shank에서 허브시스템의 회전 방향에 의해 전진면과 후퇴면에서 비대칭적인 후류가 발생하여 동체 후방으로 전파되는 것이 관찰되었다. 후류 구조를 전기체 측면에서 관찰하였을 때, Fig. 8(b)에서 동체 붐테일의 하단은 완만한 경사 표면으로 구성되어 있으므로 박리되는 유동이 거의 없어 푸셔 프로펠러 회전면 하단에는 큰 영향을 미치지 않는다.

Figure 9는 동축반전 로터의 허브시스템에서 발생하는 후류 구조를 보다 면밀히 분석하기 위해 상단 및 하단 허브 페어링의 와도장을 비교하였다. 허브 페어링의 회전 방향은 위에서 바라보는 기준으로 상단 허브 페어링은 반시계 방향, 하단 허브 페어링은 시계 방향으로 회전한다. 허브시스템의 회전효과로 전진면에서 전진 비행 속도와 허브 페어링의 회전속도가 더해져 강한 세기의 후류가 Blade Shank에서 발생하였고, 후퇴면에서는 상대적으로 강도가 약한 후류가 생성되었다. 또한, 회전하는 물체에서 Magnus Effect의 영향으로 후류가 하류 방향으로 전파되면서 회전 중심축 방향으로 수축하는 현상을 상하부 허브 페어링에서 공통적으로 관찰할 수 있었다[11]. Fig. 9(a)와 Fig. 9(b)를 비교했을 때, 하단 허브 페어링에서는 허브 페어링에서 발생한 후류뿐만 아니라 상단 허브 페어링, 마스트 페어링에서 발생한 후류까지 하단 허브 페어링 쪽으로 전파되어 상단 허브 페어링에 비해 복잡한 후류 구조를 형성하였다. 결과적으로 유동장 분석을 통해 허브시스템과 동체의 엔진카울링에서 발생한 불규칙적이고 복잡한 후류 구조는 하류 방향으로 전파되어 후방에 위치한 푸셔 프로펠러 회전면의 상단에 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다.

4.2 푸셔 프로펠러의 유입류 분석

앞서 동축반전 복합형 회전익기의 동체 붐테일 상단에는 허브시스템, 엔진카울링을 포함한 동체에서 복잡한 후류 구조가 형성되는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 상하단 허브 페어링에 부착된 Blade Shank에서 상대적으로 강한 세기의 후류 구조가 형성되었고, 결과적으로 동체 붐테일 상단을 지나 하류 방향으로 전파되어 푸셔 프로펠러의 회전면 상단에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 복잡한 후류 구조가 동체의 붐테일 상단부 유동장 발달에 미치는 영향을 고찰하기 위해 Fig. 10과 같이 동체의 각 위치에서 속도장을 비교하였다. 각 Section의 위치는 메인 로터 회전축으로부터 하류 방향으로 0.24MR, 0.48MR, 0.72MR, 0.96MR, 1.09MR(MR은 메인 로터 반경)이며 각 Section 위치에서의 속도장 비교를 통해 푸셔 프로펠러의 유입류를 분석하였다. 여기서 1.09MR 위치는 푸셔 프로펠러에 유입되기 직전의 위치를 의미한다.

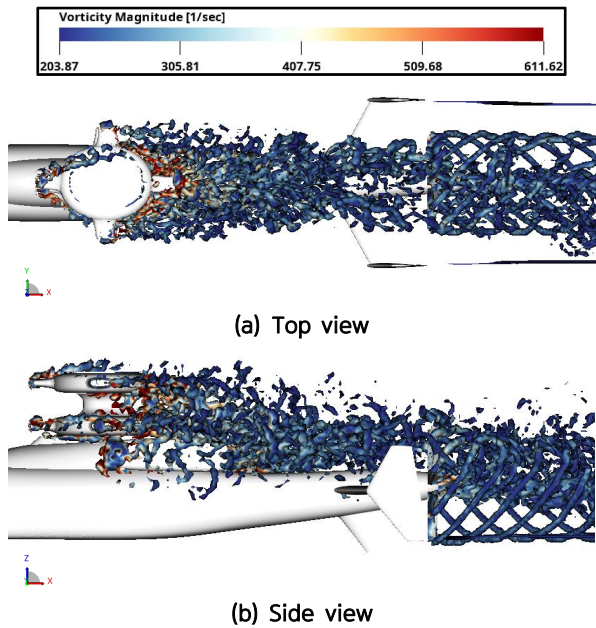


Fig. 8. Wake structures represented by an iso-surface of Lambda2-criterion colored by vorticity magnitude

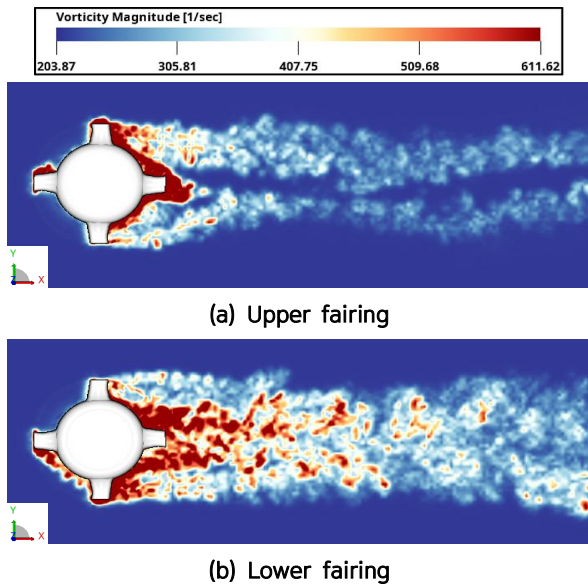


Fig. 9. Vorticity magnitude contour around the hub fairing

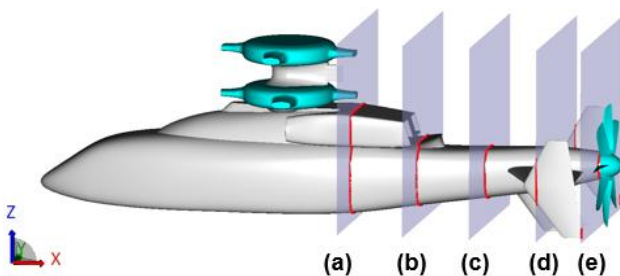


Fig. 10. Velocity contour sections on fuselage

Figure 11은 각 Section에서 속도장을 전진 비행 속도 250 knot를 기준으로 무차원화하여 비교하였으며, 1보다 낮으면 전진 비행 속도보다 감소된 속도를 의미한다. 각 위치에서의 속도장을 비교하였을 때, 동체와 허브시스템에서 발생하는 후류의 영향으로 동체의 뒤편 상단부에서는 전반적으로 전진 비행 속도보다 감소된 속도 분포가 형성되었다. 특히 허브시스템과 동체의 엔진카울링에 근접한 Section (a), (b)에서는 허브시스템과 엔진카울링에서 발생한 강한 세기의 후류의 영향으로 전진 비행 속도와 비교하였을 때 속도 감소가 가장 크게 관찰되었다. 후류가 하류 방향으로 전파되면서 세기가 약해짐에

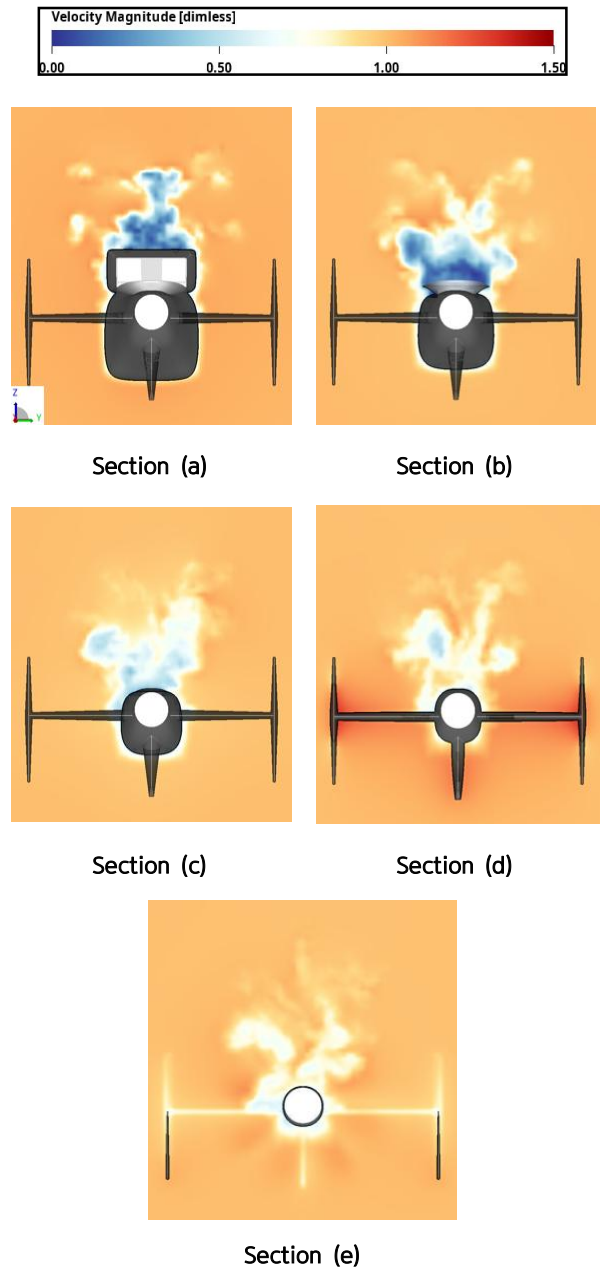


Fig. 11. Comparison of velocity contour at fuselage section

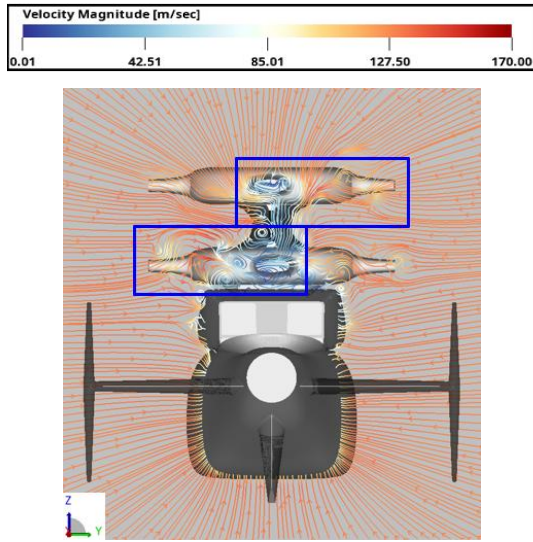


Fig. 12. Velocity streamline at section (a) downstream of the hub system

따라 붐테일 상단부의 속도는 다시 회복되지만, Section (e)에서 확인할 수 있듯이 전진 비행 속도와 비교했을 때는 감소된 유동이 푸셔 프로펠러 회전면 상단부에 유입된다.

Figure 12는 Section (a)인 0.24MR 위치에서 허브시스템의 회전효과로 인한 속도 변화를 유선으로 나타내었다. Fig. 9의 상하단 허브 페어링의 와도장을 통해 분석한 결과와 같이 상단 허브 페어링의 전진면에 해당하는 우측 Blade Shank에서 강한 세기의 후류가 발생하고 이로 인해 유동의 속도가 감소하며, 하단 허브 페어링의 경우 동축반전 허브시스템이므로 좌측 Blade Shank에서 전진 비행 속도와 비교하였을 때 유동의 속도가 감소한다. 또한 허브 페어링과 마스트 페어링에서 발생하는 후류의 영향으로 유선의 구조가 복잡하고 허브시스템의 회전효과로 발생하는 비대칭적인 후류로 유선의 구조가 좌우 비대칭적으로 분포하는 것을 확인하였으며, 이는 허브시스템의 회전 여부에 따라 후류를 분석한 선행 연구와 유사한 결과가 도출되었다[10]. 앞서 동체 붐테일 상단의 5개 위치에서 속도장을 비교함으로써 허브시스템과 동체에 의해 발생하는 후류 유동의 영향을 분석하였다. 후류 유동에 의해 모든 위치에서 불규칙하고 비정상적인 유동이 발달하였고 전진 비행 속도에 비해 감소되었다. 이어서 동체 후류에 의해 감소된 유입류가 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하고자 한다.

4.3 푸셔 프로펠러의 공력 성능 변화 분석

본 절에서는 복잡한 동체-푸셔 프로펠러 상호 간섭 현상이 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 분석에 앞서 푸셔 프로펠러의 받음각, 피치각, 유입각을 Fig. 13과 같이 정의하였다. 여기서 Ωr 성분은 푸셔 프로펠러의 회전속도, V 는 전진 비행 속도이며, 이를 통해 유입각(ϕ)을 계산할 수 있고 피치각(θ)이 결정되면,

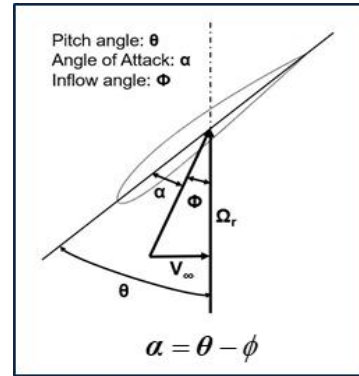
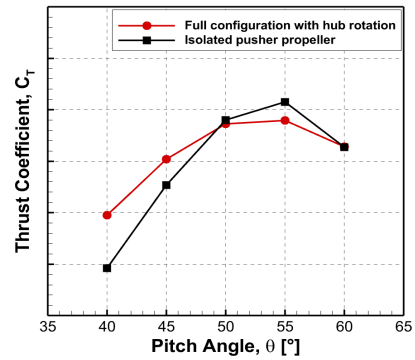
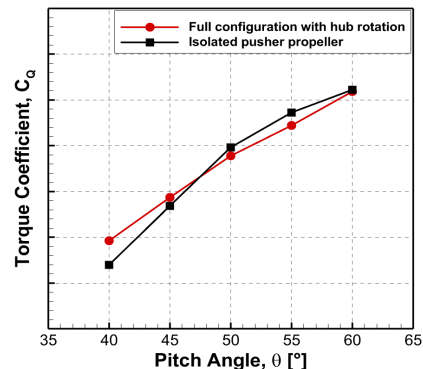


Fig. 13. Definition of propeller blade angle

프로펠러의 받음각(α)을 구할 수 있다. 본 연구에서는 푸셔 프로펠러의 회전속도와 전진 비행 속도는 동일한 조건으로 유지하였고 푸셔 프로펠러의 피치각 변화에 따른 영향을 분석하였다. 따라서, 동일한 회전속도, 전진 비행 속도 조건에서 동체와 허브시스템에서 발생한 후류의 영향으로 푸셔 프로펠러에 유입되는 속도는 감소하게 된다. 이는 전진 비행 속도가 감소한 효과로 작용하여, 푸셔 프로펠러에서는 유입 각도가 감소함에 따라 유효 받음각이 증가하게 된다.



(a) Thrust coefficient



(b) Torque coefficient

Fig. 14. Thrust and torque coefficient of propeller depending on the pitch angle

Figure 14에서는 동체와 허브시스템의 영향으로 변화하는 푸셔 프로펠러의 공력 성능을 분석하기 위해 피치각 $40^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 범위에서 단일 푸셔 프로펠러와 전기체 형상의 추력, 토크 계수를 비교하였다. Fig. 14(a)에서 전기체 형상과 단일 푸셔 프로펠러의 추력 변화를 비교하였을 때, 피치각 50° 까지는 전기체 형상의 추력 계수가 높게 도출되었다. 이는 앞서 고찰한 것과 같이 후류 유동의 영향으로 감소된 유입류로 인해 유입 각도가 감소하였고, 이에 따라 프로펠러의 유효 받음각이 증가했기 때문이다. 따라서 실속이 발생하지 않은 낮은 피치각 영역에서 동일 피치 각도 적용 시, 단일 푸셔 프로펠러보다 전기체 형상에서 높은 추력이 발생하였다. 하지만 피치각 50° 이후에는 전기체 형상에서 유효 받음각이 과도하게 증가하여 블레이드가 실속 받음각에 접어들게 되고 추력 계수가 감소하였다. 반면, 단일 푸셔 프로펠러의 경우 전기체 형상에 비해 상대적으로 높은 피치각 55° 부터 실속 받음각에 접어들며 추력 계수가 감소하는 경향성을 확인하였다. 또한, 추력 계수의 차이가 가장 큰 피치각 40° 에서 전기체 형상과 단일 푸셔 프로펠러의 추력 계수를 비교하였을 때 전기체 형상의 추력 계수가 약 46% 증가하였다. 이후 피치각이 증가함에 따라 두 형상의 추력 계수 차이는 점차 감소하였다. Fig. 14(b)는 피치각에 따라 전기체 형상과 단일 푸셔 프로펠러의 토크 계수를 비교하였다. 앞선 추력 계수 비교와 달리 토크 계수에서는 두 형상의 변화 경향성이 유사하게 관찰되었다. 피치각 40° 부터 $50^{\circ}\sim 55^{\circ}$ 부근까지는 푸셔 프로펠러의 추력 계수 증가에 따라 토크 계수 또한 증가한다. 블레이드의 실속 받음각인 피치각 55° 이후에는 블레이드의 실속 받음각으로 인해 추력 계수는 감소하지만, 항력이 증가하므로 푸셔 프로펠러의 토크 계수는 피치각 60° 까지 지속적으로 증가한다.

Figure 15에서는 푸셔 프로펠러의 피치각에 따른 효율을 나타내었다. 단일 푸셔 프로펠러와 전기체 형상을 비교하였을 때 동체와 허브시스템의 영향으로 추력 계수가 증가하는 피치각 $40^{\circ}\sim 55^{\circ}$ 까지는 단일 푸셔 프로펠러보다 효율이 높게 나타났다. 하지만, 프로펠러의 실속 받음

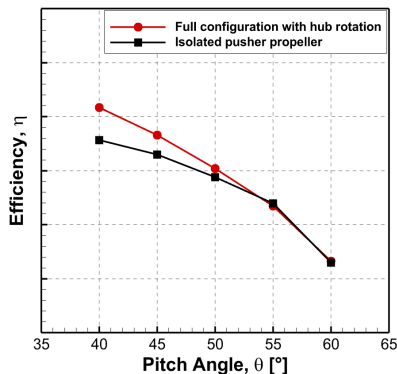


Fig. 15. Efficiency of propeller depending on the pitch angle

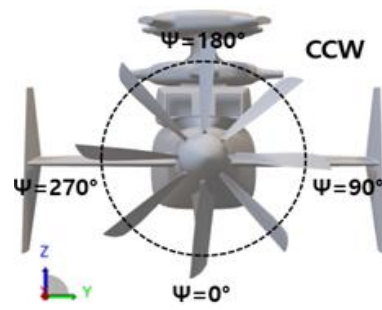
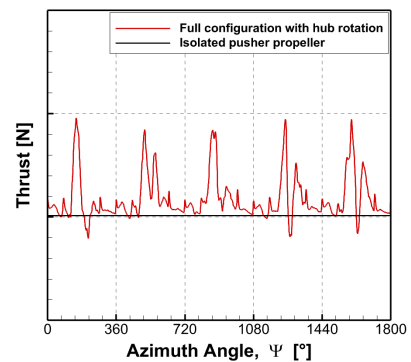


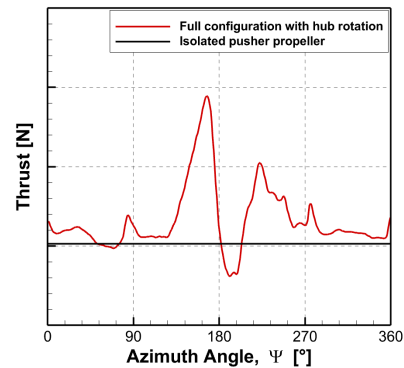
Fig. 16. Definition of azimuth angle of propeller

각에 해당하는 피치각 55° 이후 추력은 감소하고 토크가 지속적으로 증가함에 따라 프로펠러의 효율이 감소하게 된다. 또한 전기체 형상과 단일 푸셔 프로펠러의 효율 차이가 가장 큰 피치각 40° 에서 효율을 비교하였을 때 전기체 형상의 효율이 약 10% 높게 나타났다.

Figure 16은 동축반전 복합형 회전익기를 후방에서 바라보았을 때, 푸셔 프로펠러의 회전 방위각(Azimuth Angle)을 정의한다. 벤트럴 핀이 위치한 부분이 $\Psi=0^{\circ}$ 이고, 수평안정판의 영향이 미치는 방위각은 $\Psi=90^{\circ}, 270^{\circ}$ 이며, 허브시스템의 영향은 $\Psi=180^{\circ}$ 부근에서 가장 강하게 작용한다. 앞서 유동장 분석을 통해 허브시스템과 동체에서 발생한 후류의 영향으로 푸셔 프로펠러 회전면 상단에는 비정상 유입류가 유입되는 것을 확인할



(a) 5 rev.



(b) 1 rev.

Fig. 17. Thrust of blade depending on the revolution

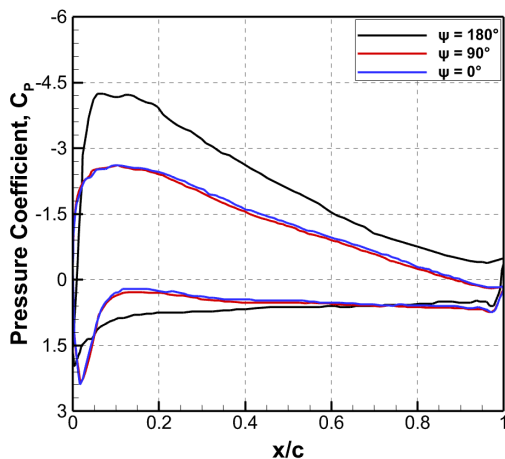


Fig. 18. Comparison of pressure coefficient at different azimuth angles

수 있었다. 비정상 유입류가 푸셔 프로펠러 공력 특성에 미치는 영향을 분석하기 위해 $\Psi=0^\circ$ 에 위치한 푸셔 프로펠러 블레이드 1매가 5회전, 1회전 동안 겪는 추력 변화를 각각 Fig. 17(a), (b)에 나타내었다. Fig. 17(a)를 통해 푸셔 프로펠러에서는 비정상 공력하중이 작용하는 것을 확인할 수 있었고, Fig. 17(b)를 통해 비정상 공력하중을 유발하는 원인을 분석하였다. $\Psi=0^\circ$ 부근에서는 벤트럴 핀과 붐테일 하부의 영향이 지배적인 위치였으나 상대적으로 푸셔 프로펠러에 큰 영향을 미치지 않는다. $\Psi=90^\circ$ 와 270° 는 수평안정판이 위치하며, $90^\circ\sim 270^\circ$ 사이의 방위각인 푸셔 프로펠러의 회전면 상단에서 동체와 허브시스템에서 발생한 후류로 인해 추력의 변화가 가장 크게 나타났다. 이를 통해 동체의 엔진카울링과 허브시스템에서 발생하는 후류의 영향으로 푸셔 프로펠러 회전면에 비대칭적이고 불규칙한 후류가 유입됨에 따라 푸셔 프로펠러의 방위각에 따라 강한 추력 진동이 발생하는 것을 확인하였다.

Figure 18에서는 방위각에 따라 전기체 형상과 단일 푸셔 프로펠러 블레이드에 작용하는 표면 압력 계수를 비교하였다. 표면 압력 계수는 프로펠러 $r/R=0.75$ 위치에서 추출하였다. $\Psi=0^\circ$ 는 벤트럴 핀, 90° 는 수평안정판, 180° 는 동체의 엔진카울링과 허브시스템의 영향을 받는 영역이다. $\Psi=0^\circ$ 와 90° 에서는 벤트럴 핀, 수평안정판과 푸셔 프로펠러가 마주 보는 각도이므로 방위각에 따른 표면 압력 계수 차이가 없는 것을 확인하였다. 반면, $\Psi=180^\circ$ 위치에서는 동체의 엔진카울링과 허브시스템의 회전효과로 불규칙하고 비대칭적인 감속된 유동이 유입됨에 따라 $\Psi=0^\circ$, 90° 와 비교하였을 때 표면 압력 계수의 차이가 크게 나타났다. 따라서 푸셔 프로펠러 성능 분석을 통해 동체와 허브시스템에서 발생한 불규칙하고 비대칭적인 후류의 영향으로 푸셔 프로펠러의 방위각에 따라 추력 진동이 발생하는 것을 확인하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 동축반전 복합형 회전익기의 고속 전진 비행 상태에서 동체 및 동축반전 허브시스템에서 발생하는 불규칙한 후류 유동이 푸셔 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향에 관한 연구를 수행하였다. 전산 해석자는 LBM 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 이용하였다. 동체에서 발생하는 후류의 특성을 분석하기에 앞서 ROBIN 동체의 실험 결과 및 타 해석자의 결과와 비교하여 LBM 해석자의 정확성을 검증하였다. SB>1 Defiant와 유사한 형상으로 전산 해석을 수행하였으며, 동체 및 허브시스템에서 발생하는 후류 특성과 유동장 분석 결과 불규칙하고 비대칭적인 후류가 엔진카울링과 허브시스템에서 발생하였다. 이는 동체 후방의 붐테일 상단을 따라 하류 방향으로 전파되어 푸셔 프로펠러 회전면 상단에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 또한 푸셔 프로펠러에 유입되는 유동장을 분석한 결과 동체의 엔진카울링과 허브시스템에서 발생하는 후류의 영향으로 감속된 비정상 유입류가 푸셔 프로펠러 회전면 상단에 유입되는 것을 관찰하였다. 이로 인해 단일 푸셔 프로펠러에 비해 전기체 형상에서는 프로펠러의 유효 받음각 증가로 인해 추력이 증가하였고, 실속 받음각 이전까지는 효율이 증가하였다. 하지만 블레이드의 실속 받음각 이후에는 항력이 증가하여 단일 푸셔 프로펠러보다 효율이 낮음을 확인하였다. 또한, 후류 유동은 푸셔 프로펠러 회전면의 상단에 지배적인 영향을 미치므로 푸셔 프로펠러의 방위각에 따라 비대칭적인 공력하중이 분포되어 강한 추력 진동이 발생한다.

본 연구에서는 페어링을 포함한 허브시스템, 엔진카울링의 영향을 중점적으로 분석하였다. 향후 연구에서는 메인 로터를 포함한 전기체 형상에 엔진 흡배기의 영향을 고려하여 공력 간섭 현상에 관한 연구를 수행하고자 한다. 동축반전 복합형 회전익기의 동체-푸셔 프로펠러의 상호 간섭에 관한 전산 해석 연구결과는 고추력 가변 피치 푸셔 프로펠러 시스템 설계에 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2022년 12월부터 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다. (No.KRIT-CT-22-082), 고속 장거리 기동 헬기 개발 기술(Build-1).

References

- 1) Kwon, Y. M. and Park, J. S., "Performance and Airloads Analyses for a Rigid Coaxial Rotor of High-speed Compound Unmanned Rotorcrafts,"

Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 23, No. 4, 2020, pp. 311~318.

2) Baek, S. M., Kwon, J. R. and Rhee, W., "A Study on Dynamic Characteristics of Tipjet Rotor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 1, 2018, pp. 52~58.

3) Kim, D. K., "Technology Trend on the Future Vertical Lift (Rotorcraft)," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 19, No. 1, 2021, pp. 51~61.

4) Kim, J. M., "KARI Experience of the Compound Rotorcraft Concept Study and Recent Trend of High-speed VTOL Development in the World," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2015, pp. 866~870.

5) Park, J. W., Hwang, C. J., Kim, J. H., Ahn, I. K. and Lee, J. H., "Status and Challenges of a High Speed Rotorcraft Technology Development," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 10, No. 1, 2012, pp. 41~48.

6) Kim, M. G. and Park, S. H., "A Study on the Development Plan of Next Generation Rotary-Wing Aircraft Through Analysis of Technology Trends," *Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society*, Vol. 23, No. 9, 2022, pp. 544~550.

7) Yin, J., Arne, S. and Marco, A., "Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Installed Pusher-Propeller Aircraft Configurations," *Journal of aircraft*, Vol. 49, No. 5, 2012, pp. 1423~1433.

8) Yoshikatsu, F. and Kitamura, K., "Unsteady Numerical Simulation on Angle-of-Attack Effects of Tractor-Propeller/Wing and Pusher-Propeller/Wing Interactions," *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, p. 1030.

9) Figat, M. and Paulina, P., "Numerical Investigation of Mutual Interaction Between a Pusher Propeller and a Fuselage," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 235, No. 1, 2021, pp. 40~53.

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

11) Raghav, V., Shenoy, R., Smith, M. and Komerath, N., "Investigation of Drag and Wake Turbulence of a Rotor Hub," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, 2013, pp. 164~175.

12) Kim, W., Ryu, M., Kim, J., Ho, S., Cho, L. and Cho, J., "Aeroacoustics Analysis and Noise Reduction of Dual Type Combined Fan Using Lattice-Boltzmann Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 5, 2016, pp. 381~390.

13) 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," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 26, No. 4, 2021, pp. 115~124.

14) 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.

15) 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.

16) Hecht, M. and Harting, J., "Implementation of on-site Velocity Boundary Conditions for D3Q19 Lattice Boltzmann Simulations," *Journal of Statistical Mechanics: Theory and Experiment*, 2010, P01018.

17) Chen, H., Chen, S. and Matthaeus, W. H., "Recovery of the Navier-Stokes Equations Using a Lattice-gas Boltzmann Method," *Physical review A*, Vol. 45, No. 8, 1992, R5339.

18) Bhatnagar, P. L., Gross, E. P. and Krook, M., "A model for Collision Processes in Gases. I. Small Amplitude Processes in Charged and Neutral One-component Systems," *Physical review*, Vol. 94, No. 3, 1954, pp. 511~525.

19) Qian, Y. H., d'Humières, D. and Lallemand, P., "Lattice BGK Models for Navier-Stokes Equation," *Europhysics letters*, Vol. 17, No. 6, 1992, pp. 479~484.

20) Yang, J. Y., Lee, H. J., Myong, R. S. and Lee, H., "Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 9, 2022, pp. 599~608.

21) Jung, R. T., "Feasibility Study on the Two-dimensional Free Surface Simulation Using the Lattice-Boltzmann Method," *Journal of the Korean Society for Marine Environment & Energy*, Vol. 15,

No. 4, 2012, pp. 273~280.

22) Chaffin, M. S. and Berry, J. D., "Navier-Stokes and Potential Theory Solutions for a Helicopter Fuselage and Comparison with Experiment," No. L-17325, 1994.

23) O'Brien Jr. and David, M., "Analysis of Computational Modeling Techniques for Complete Rotorcraft Configurations," *Doctoral dissertation, Georgia Institute of Technology*, 2006.

24) Smith, M. J., Shenoy, R., Kenyon, A. R. and Brown, R. E., "Vorticity-transport and Unstructured RANS Investigation of Rotor-fuselage Interactions," *35th European Rotorcraft Forum*, 2009.

25) Thurman, C. S., Zawodny, N. S. and Baeder, J. D., "Computational Prediction of Broadband Noise from a Representative Small Unmanned Aerial System Rotor," *VFS International 76th Annual Forum & Technology Display*, 2020.