



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 53(7), 675–686(2025)
 DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2025.53.7.675>
 ISSN 1225–1348(print), 2287–6871(online)

천이 비행 중인 전기체 틸트로터 항공기의 로터 성능 및 후류 특성 분석 연구

손상민¹, 송찬호², 이사람³, 명노신⁴, 이학진⁵

Numerical Analysis of Rotor Performance and Wake Characteristics of a Complete Tiltrotor Aircraft in Transition Flight

Sang Min Son¹, Chan Ho Song², Sa-Lang Lee³, Rho Shin Myong⁴ and Hakjin Lee⁵

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

ABSTRACT

Tiltrotor aircraft are emerging as a promising next-generation vertical take-off and landing (VTOL) propulsion system due to their longer range and faster cruising speeds compared to conventional VTOL aircraft. However, flight instability in the transition zone, where the thrust direction of the tiltrotor changes, remains a critical challenge. This instability arises from the rapid variation in effective angle of attack, leading to nonlinear aerodynamic loads and the formation of irregular wake structures. These phenomena can significantly impact the aerodynamic characteristics of the fuselage and wings, ultimately reducing flight stability. This study predicts the aerodynamic performance of tiltrotor aircraft at different tilt angles using source-doublet panel method and unsteady vortex particle method. The wake interaction between the wake fields generated by the pair of rotors and the airframe significantly affects flight performance during transitional maneuvers. The results highlight the asymmetric wake evolution and their overall influence on the aerodynamic and stability characteristics of tiltrotor aircraft.

초 록

틸트로터 항공기는 로터가 회전하는 천이영역에서의 비행 시, 급격한 유효받음각의 변화로 인해 비선형적인 공력 하중이 발생한다. 이로 인해 발달한 불규칙적인 와류 구조는 로터 후방의 동체 및 날개의 공력 특성의 변화를 유발하게 되고, 틸트로터 항공기의 비행 안정성을 저하시킬 가능성이 높다. 따라서, 본 연구에서는 패널법과 비정상 와류 입자법을 이용하여 틸트로터 항공기의 전기체 형상에 대해 틸트각도에 따른 비행 특성을 예측하였다. Source-Doublet 패널로 모델링한 3차원 항공기 형상을 기반으로, 로터 블레이드와 동체, 날개의 공력 하중을 분석하였으며, 이로 인해 발생하는 후류 거동에 대한 고찰을 수행하였다. 또한, 한 쌍의 로터에서 발생한 후류와 기체 사이의 Wake Interaction을 중점적으로 분석하여 천이기동 시 발생하는 비대칭적인 후류가 항공기에 미치는 전반적인 영향성을 분석하였다.

Key Words : Tiltrotor(틸트로터), Source-Doublet Panel Method(패널법), Vortex Particle Method(와류 입자법), Wake Interaction(후류 간섭), Transient Flight(천이 비행)

† Received : December 27, 2024 Revised : April 28, 2025 Accepted : April 29, 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

1. 서 론

틸트로터 항공기는 로터 회전축의 직접적인 회전을 통해, 제자리 비행 및 전진 비행 등 다양한 임무형상을 수행할 수 있다. 따라서 기존의 Single Main Rotor(SMR) 타입의 헬리콥터에 비해 긴 항속거리와 빠른 항속속도의 비행이 가능하며, 이러한 장점 덕분에 다양한 목적을 위한 틸트로터 항공기가 개발되고 있다. 1970년대 XV-15부터 틸트로터 항공기 개발이 활발해졌으며, 이후 V-22 Osprey가 틸트로터 항공기 중 최초로 군용 항공기로서 실전 배치되며 틸트로터 추진시스템 기반 항공기에 대한 관심이 더욱 높아졌다. 또한, 미국의 차세대 장거리 공격형 헬리콥터(Future Long Range Assault Aircraft, FLRAA) 프로그램에 Bell의 V-280이 선정되고, 미래형 교통수단으로써 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)의 도입이 구체화되면서 틸트로터를 활용한 차세대 수직 이착륙기의 활용 가능성이 높아졌다.

이처럼 틸트로터 추진시스템을 적용한 항공기의 활용 범위가 넓어짐에 따라 관련 연구도 꾸준히 진행되고 있다. Johnson[1,2]은 회전익기 통합해석 SW인 CAMRAD II를 이용하여 TiltRotor Aeroacoustic Model(TRAM)의 제자리 비행 및 전진 비행 조건에서의 공력 하중과 구조적 변위를 예측하였고, German-Dutch Wind Tunnel(DNW)에서 수행된 실험 결과와의 비교 검증을 수행하였다. Kreshock 등[3]은 TiltRotor Aeroelastic Stability Testbed(TRAST)를 활용한 풍동실험을 통해 Flutter Speed를 포함하여 Whirl Flutter 현상을 유발하는 주요 요인들을 분석하였다. Aree 등[4] 또한 XV-15의 로터 블레이드 형상 변경에 따른 비행 안정성 분석을 수행하였고, Whirl Flutter 감소를 위한 중요 블레이드 설계 변수를 제안하였다. Betzina[5]는 NASA 40-by 80-Foot Wind Tunnel에서의 풍동시험을 통해, XV-15 단일 로터의 공력 성능을 분석하고 CAMRAD II 해석 결과와 비교 분석을 수행하였다. Gates[6]는 Computational Fluid

Dynamics(CFD)를 활용하여 XV-15 단일 로터에 대한 제자리 비행 시 공력 하중 분석을 수행하였으며, Johnson[7]은 CAMRAD II의 Wake 모델에 따른 공력 해석 결과를 비교 분석하였다. 이러한 구조 하중 및 공력 특성 연구를 토대로, Yeo[8]와 Acree[9]는 민간용 틸트로터 항공기의 설계 및 성능을 예측하였다.

하지만 대부분의 선행연구의 경우, Whirl Flutter와 같은 틸트로터 항공기의 구조 동특성 연구 및 성능 해석 분석에 초점이 맞춰져 있었다. 특히 단일 로터의 제자리 및 전진 비행 조건 성능 해석 연구는 다수 존재하였지만, 전기체 형상에 대한 전산해석과 로터 회전축이 기울어진 천이영역 조건을 고려한 연구 사례는 드물었다. 틸트로터 항공기와 같이 날개의 전방에 로터가 위치한 항공기의 경우, 날개의 두께에 의한 폐쇄 효과(Blockage Effect)와 비행 시 날개에서 발생하는 순환 영역(Wing Circulation)으로 인해 로터 공력이 비선형적으로 변화할 가능성이 높다[10]. 이와 관련하여, 로터의 후류로 인한 상호간섭 현상을 분석한 연구 또한 진행되고 있다. Potsdam[11] 등은 V-22의 전기체 형상과 Half-span 형상을 이용하여 제자리 비행 시 로터와 동체 간 간섭현상을 분석하였다. Piccinini[12]는 Varoprop 모델을 이용하여 각 로터의 위치에 따른 전진 비행 시 로터 간 간섭현상으로 인한 로터 성능과 후방 유동장의 변화를 분석하였으며, Droandi[13]는 전산해석과 풍동실험을 통해 틸트프롭과 날개 간의 상호간섭 현상을 예측하였다. Zanotti[14] 등은 와류법 기반 회전익기 공력 해석자인 DUST를 활용하여 XV-15의 틸트각도에 따른 공력 및 후류 거동을 예측하였다. Zhenlong[15] 또한 V-22의 천이영역 비행 시 로터와 날개 간의 상호간섭을 분석하였다. 특히 로터가 틸팅하며 추력 방향이 변경되는 천이구간의 경우, 로터의 급격한 유효받음각 변화와 비대칭적인 형태의 후류 구조가 함께 형성된다. 따라서, 이 같은 천이영역에서의 비행 특성을 반영한 로터 및 동체와의 상호작용을 분석하는 것은 중요하다.

본 연구는 틸트각도에 따른 단일 로터 블레이드의 공력 성능과 후류 특성을 고찰한 이전 연구[16]의 후속 연구로써, 동체와 날개 형상을 포함한 전기체 틸트로터 항공기에 대한 틸트각도 영향성을 분석하였다. 이를 위해 XV-15 틸트로터 항공기를 해석 모델로 선정하였으며, 천이영역 기동 비행 시나리오를 고려하여 틸트각도에 따라 비행속도와 블레이드 피치각을 변화시켰다. 패널법(Source-Doublet Panel Method)과 비정상 와류 입자법(Unsteady Vortex Particle Method)을 결합한 회전익기 공력해석 In-house 코드인 VALOR를 이용하였다. 로터 블레이드, 날개, 동체를 포함한 틸트로터 항공기 전기체 형상의 표면을 삼각형 및 사각형 패널을 통해 모델링하였고, 4가지 케이스의 틸트각도 조건을 선정하여 공력 해석을 진행하였다. 또한, 와류 입자법을 이용한 후류 모델링을 통해 후류로 인해 발생하는 로터의 비정상 공력



Fig. 1. Various rotorcraft using the tiltrotor propulsion system

하중 및 로터 후방의 유동장에 대한 고찰을 중점적으로 진행하였다. 특히 본 연구에서는, 천이영역에서의 불안정한 후류 거동과 날개 및 동체의 상호작용이 로터의 공력 성능에 미치는 영향에 대해 중점적으로 분석하였다.

II. 본 론

2.1 전산해석기법

2.1.1 Source-Doublet 패널법

본 연구에서는 와류법 기반 회전익기 공력해석 In-house 코드인 VALOR(Vortex-based Aerodynamics simulation cOde for Rotorcraft)를 이용하여 전산해석을 수행하였다. VALOR는 양력면과 동체 모델링을 위한 Source-Doublet 패널법과 로터 후류 모델링을 위한 비정상 와류 입자법이 결합된 회전익기 공력해석자이다. 기존의 헬리콥터뿐만 아니라 멀티콥터 기반의 도심 항공 모빌리티 등 다양한 형상을 갖는 회전익기의 공력 및 소음 성능, 후류 구조, 유동장을 효율적으로 예측할 수 있다[17-19]. 본 연구에서는 로터 블레이드, 동체를 포함한 XV-15 킬트로터 항공기 전기제 형상 표면을 Source와 Doublet 요소 패널로 모델링하였다. 이때, 로터 블레이드의 경우 직사각형의 패널로 이산화하였으며, 동체는 삼각형의 패널로 표면 이산화를 수행하였다. 본 연구에서 활용한 패널법은 와류 격자법(Vortex Lattice Method)과 달리 항공기의 복잡한 3차원 형상을 그대로 모델링할 수 있으므로 두께 효과를 고려할 수 있고 표면의 압력분포도 계산할 수 있는 특징이 있다[20]. 추가적으로, 공력해석 시 별도의 공간 격자가 필요하지 않으므로 상용 CFD 프로그램에 비해 계산 비용이 효율적이라는 특징이 있다. 비점성, 비압축성 유체의 지배방정식인 Laplace Equation을 만족하는 속도 포텐셜은 항공기 표면의 Source(σ)와 Doublet(μ)의 강도를 통해 계산할 수 있다. 이를 위해 Laplace Equation의 일반해에 식 (1)의 Dirichlet 경계조건을 적용하면 식 (2)와 같다.

$$\Phi_i^* = (\Phi + \Phi_\infty)_i = \text{const.} \quad (1)$$

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

식 (2)의 Source 패널 강도(σ)는 Zero Normal Flow Condition에 의해 결정되며, Doublet 패널 강도(μ)는 선형 대수 방정식을 풀이함으로써 계산할 수 있다. 이때 각 패널의 형상에 의해 정의되는 영향계수 A_k , B_k 를 이용하여 식 (3)과 같이 표현할 수 있다. 계산한 Source와 Doublet 패널의 강도를 통해, 식 (4)와 같이 로터 블레이드 및 동체 표면을 이산화한 패널의 Local Coordinate에서의 속도 성분을 정의할 수 있다.

이드 및 동체 표면을 이산화한 패널의 Local Coordinate에서의 속도 성분을 정의할 수 있다.

$$\sum_{k=1}^N A_k \mu_k = \sum_{k=1}^N B_k \sigma_k \quad (3)$$

$$V_l = -\frac{\partial \mu}{\partial l}, V_m = -\frac{\partial \mu}{\partial m}, V_n = -\sigma \quad (4)$$

로터 블레이드가 회전함에 따라 발생하는 비정상 효과는 Kinematic Velocity를 이용한 Time Dependent 경계조건을 적용하여 고려한다. Kinematic Velocity는 식 (5)와 같이 자유류의 속도, Flapping과 같은 블레이드의 특정 움직임에서 유도된 속도, 회전 속도의 수직 성분의 합으로 정의한다.

$$\mathbf{v} = -(\mathbf{v}_0 + \mathbf{v}_r + \Omega \times \mathbf{r}) \quad (5)$$

식 (6)에서 정의한 것과 같이 이산화된 각 패널의 Collocation Point에서 비정상 베르누이 방정식을 적용하여 표면압력 계수를 계산한다. 유동의 마하수 0.3 이상 조건에서는 식 (7)의 Prandtl-Glauert 압축성 보정 계수를 적용하여 압축성 효과를 고려한다. 또한 점성효과에 의해 발생하는 유해항력을 계산하기 위해 단면 유동 정보를 바탕으로 에어포일 공력 테이블 룩업(Airfoil Look-up Table)을 적용하였다. 동체 및 날개의 공력 해석 시엔 별도의 테이블 룩업을 수행하지 않았으며, 기체 표면에 경계 조건을 적용하여 와류 입자가 기체 표면에 충돌 시의 입사각도와 유도속도로 입자를 반사하였다.

$$C_{p,0} = 1 - \frac{|\mathbf{V}_{total}|^2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} - \frac{2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (6)$$

$$C_{p,1} = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (7)$$

2.1.2 비정상 와류 입자법

킬트로터 항공기는 주익의 양 끝단에 한 쌍의 로터가 배치된 것이 특징으로, 비틀림 각이 크고 주익의 스패ن(Span) 길이와 유사한 반지름의 블레이드를 사용한다[21]. 따라서 각 로터에서 발생한 복잡한 후류는 기존의 헬리콥터에 비해 로터 후방에 위치한 주익 및 동체의 비행 성능에 상당한 영향을 미칠 수 있으므로, 킬트로터 항공기의 후류 거동을 정확하게 예측하는 것은 중요하다. 본 연구에서는 로터 후류를 라그랑지안 와류 입자(Lagrangian Vortex Particle)로 표현하는 비정상 와류 입자법을 이용하여 킬트로터에서 발생하는 후류의 거동을 예측하였다. 와류 입자법의 Vorticity Dynamics 방정식은 식 (8)로 표현할

수 있다. 여기서 $\mathbf{u}$ 는 와류 입자의 유도 속도항, ω 는 와도항을 의미하며, 후류가 포함된 와도항은 식 (9)로 표현 가능하다. 이를 통해 비압축성 유동에서의 와도 및 속도 성분을 정의하며, ξ_σ 는 확산되는 후류의 연속적인 모사를 위해 3차원 정규화 함수로써 사용한다.

$$\frac{D\omega}{Dt} = \omega \nabla \cdot \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \omega \quad (8)$$

$$\omega(\mathbf{x}, t) = \sum_{i=1}^S \xi_\sigma(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) \omega_i V_i \quad (9)$$

비정상 해석의 매시간 간격마다 후류에 의한 유도 속도가 계산되고, 외재적 시간 전진 기법을 통해 와류 입자의 위치는 업데이트된다. 이때 후류 입자에 의한 유도 속도 $\mathbf{u}(\mathbf{x}_i, t)$ 는 Biot-Sarvart 공식에 의해 계산되며, 식 (10)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 K_σ 는 정규화된 Biot-Sarvart Kernel을 의미하며, $\mathbf{x}$ 는 와류 입자의 위치정보, α_j 는 입자의 강도를 의미한다.

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}_i, t) = \sum_{j=1}^N K_\sigma(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j) \times \alpha_j \quad (10)$$

와류 입자법의 경우 후류 예측을 위해 공간 격자의 추가적인 생성이 요구되지 않으며, 앞서 계산된 유도 속도에 의해 각 시간 간격마다 와류 입자가 독립적으로 전파된다. 이러한 특징을 기반으로, 본 연구에서는 틸트로터 전기체 항공기의 천이영역 비행 조건에서의 비대칭적인 후류 구조를 고찰하였고, 패널법과의 결합을 통해 로터에서 발생한 후류와 동체 및 주익 간 간섭현상이 항공기의 공력 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

2.2 전산해석기법 검증

천이영역 비행 시 발생하는 비정상 XV-15 틸트로터 항공기의 로터 블레이드를 이용하여 전산해석기법의 검증을 수행하였다. 앞서 언급한 것과 같이 본 연구는 XV-15 단일 로터 블레이드에 대한 공력해석을 수행한 선행 연구[16]를 전기체 형상으로 확장한 후속 연구이다. 따라서 선행 연구에서 XV-15 로터 블레이드의 단면 추력 분포, 압력계수, 추력, 토크 예측값을 실험 결과 및 타 전산해석 결과와 비교함으로써 검증 연구를 수행하였다 [16]. 또한, 다른 선행 연구[18]에서는 ROBIN 동체 모델의 표면 압력 분포 해석과 지면 효과에 따른 전기체 회전익기의 로터 성능 변화 분석을 수행하였다. 이를 통해 본 연구에서 사용한 전산해석기법이 회전익기 동체에 작용하는 압력 분포와 로터-동체, 로터-지면 등의 상호 간섭 현상을 잘 예측할 수 있음을 확인하였다.

따라서 본 연구에서는 XV-15 로터를 이용하여 후류 해석모델에 대한 검증을 추가로 진행하였다. 후류해석

기법에 대한 검증 시에는 단일 로터만을 이용하였으며, 검증 결과는 Fig. 2와 Fig. 3과 같다. 로터의 회전 속도 589 rpm, Collective Pitch Angle 10° 조건의 제자리 비행 시 발생하는 끝단 와류의 궤적을 예측하였으며, 시간 간격 5°의 10회전 이후 후류의 분포를 Sheng 등이 수행한 상용 CFD 해석 결과와 비교를 통해 검증을 수행하였다[22]. Fig. 2는 XV-15 로터 블레이드의 제자리 비행 시 10회전 동안의 후류의 궤적을 예측한 결과로, 나선형의 후류 구조가 로터 하부 방향으로 정상적으로 전파되는 것을 확인할 수 있다. 또한 로터의 반경 방향으로 수축하는 끝단 와류의 궤적을 관측할 수 있었으며, 이러한 경향은 Fig. 3의 CFD 해석 결과와 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 본 연구에서 후류 모델로써 사용한 비정상 와류 입자법이 로터 블레이드의 유동을 예측할 수 있음을 확인하였다.

Source-Doublet 패널법을 이용하여 모델링한 3차원 XV-15 틸트로터 항공기 전기체 형상은 Fig. 4와 같다. 본 연구에서는 로터 블레이드, 동체, 주익, 미익 형상은 고려하였지만 나셀 형상은 해석에서 제외하였다. XV-15의 구체적인 제원 및 해석 조건은 Table 1을 통해 정리하였다. 로터의 경우, 3매의 블레이드로 구성되어 있으며 모델링 시 시위 방향으로 36개, 반경 방향으로 31개의 패널 요소를 배치하였다. 본 연구에서 고려한 XV-15 틸트로터 블레이드의 단면 형상은 5개의 NACA 64 에어포일로 구성되어 있다. 공력 해석모델인 패널법은 효율적인 공력하중 계산이 가능하지만, 점성 효과에 의한 유동 특성을 반영하지 못하는 한계가 존재한다. 따라서 본 연구에서는 각 에어포일 구간에 해당하는 C81 Table 형식의 공력계수 룩업을 통해 점성 항력을 계산하였다. 또한, 블레이드의 Root, Tip 부근에 전산해석의 정확도 향상을 위해 비교적 조밀한 개수의 패널로 이산화하였다. 동체 및 날개의 경우 총 8,106개의 삼각형 패널을 이용하여 표면의 이산화를 수행하였으며, 주익의 경우 6.5°의 앞젖힘각과 2°의 하반각을 적용하였다. 로터에서 발생한 후류와 주익과의 간섭현상을 면밀히 관측하고자 주익의 윗면과 아랫면에도 조밀한 격자를 배치하였다.

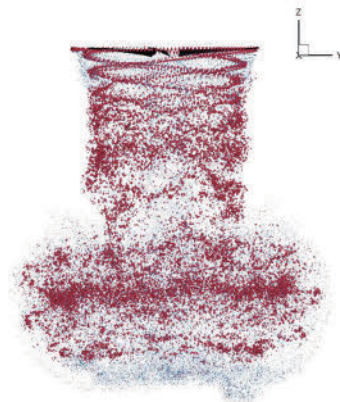


Fig. 2. Wake structure of XV-15 rotor blade in hover

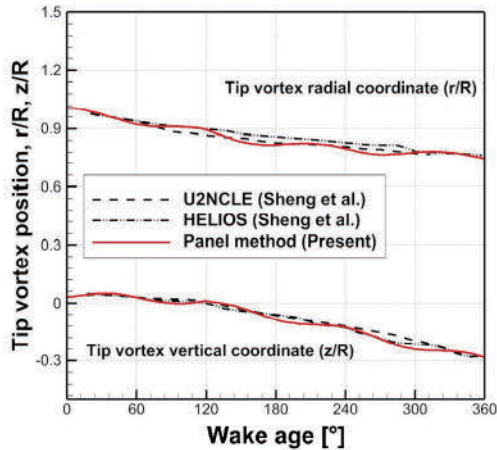


Fig. 3. Comparison of tip vortex trajectories in hover with CFD data

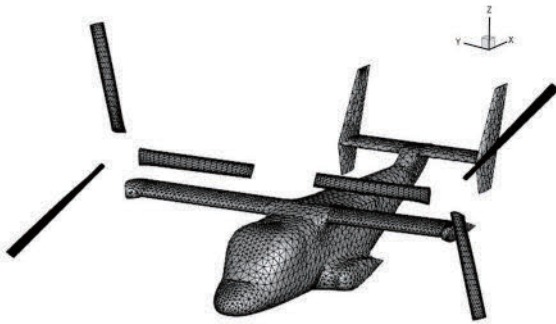


Fig. 4. Full configuration of XV-15 tiltrotor aircraft modeled by source-doublet panels

Table 1. XV-15 aircraft and rotor blade properties and simulation conditions

Property	Value
Fuselage length [m]	12.83
Wing span [m]	9.81
Number of blade [-]	3
Wing sweep angle [°]	6.5
Wing dihedral angle [°]	2
Airfoil [-]	NACA 64-series
Rotor radius [m]	3.81
Hub offset [%]	20
Twist angle [°]	-40.25
Number of grid (Rotor blade) [-]	36/31
Number of grid (Fuselage) [-]	8,106

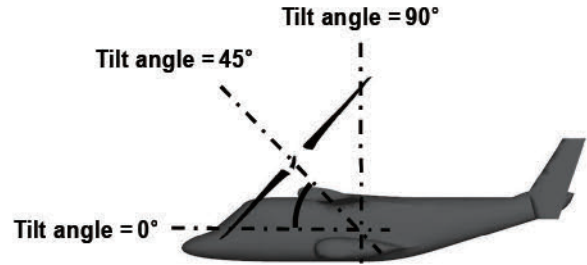


Fig. 5. Definition of tilt angle with XV-15 aircraft configuration

Table 2. Simulation conditions for XV-15 rotor

Tilt angle [°]	Wind speed [m/s]	Collective pitch angle [°]	Rotation speed [RPM]	Vehicle pitch attitude [°]
15	65.45	24.17	597	-0.27
30	56.07	20.33	597	-0.77
45	46.62	16.5	597	1.81
60	37.17	12.67	597	2.85

2.3 전산해석결과

2.3.1 틸트각도에 따른 공력 해석

앞선 전산해석모델에 대한 검증 이후, 헬트로터 항공기의 천이영역에서의 비행 특성 예측을 위해 4가지의 틸트각도 케이스에 대한 공력 해석과 후류 거동에 대한 예측을 수행하였다. 본 연구에서의 틸트각도는 Fig. 5를 통해 정의하였다. 유입류와 로터의 회전축 사이의 각도를 틸트각도로 정의하였으며, 제자리 비행 조건은 틸트각도 90°, 전진 비행 조건은 틸트각도 0°를 의미한다.

항공기의 틸트각도에 따른 구체적인 해석 조건은 Table 2와 같다. 헬트로터 항공기는 틸트각도에 따라 목표 추력 및 전진 속도가 달라진다. 따라서 Ferguson의 GTR 리포트 및 선행연구의 천이영역 비행 조건을 참고하여 본 연구의 해석 조건을 정의하였다[23-25]. 틸트각도가 증가할수록 전진 속도 및 Collective Pitch Angle은 감소하며, 회전 속도는 동일하다. 주익의 경우, Flap Angle과 Flaperon Angle은 반영하지 않았다.

본 연구에서는 Fig. 6과 같이, 두 가지 전산해석모델을 고려하였으며, 동체 및 날개의 유무에 따라 헬트로터 항공기의 비행 특성에 대한 분석을 진행하였다. Fig. 6 (a)의 경우 동체 및 날개를 제외한 Isolated Rotor 형상, (b)의 경우 Full Configuration 형상이다. 두 조건의 로터 회전방향 및 방위각은 동일하게 정의하였으며, 로터 후방을 방위각 0°로 설정하였다. 이를 통해 로터에서 발생하는 후류와 동체 및 날개 간의 상호작용에 대한 고찰을 수행하였다.

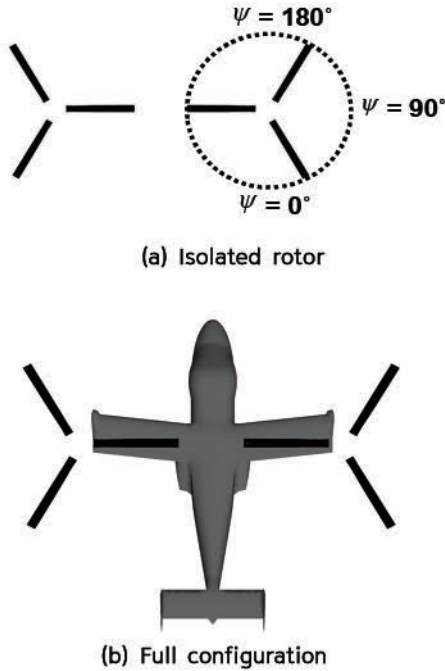


Fig. 6. Isolated rotor and XV-15 aircraft in full configuration

앞서 정의한 해석 조건을 바탕으로, 틸트각도에 따른 로터 블레이드의 공력 성능을 분석한 결과는 Fig. 7과 같다. 앞서 정의한 4가지의 틸트각도 조건에 따라 마지막 1회전 동안의 로터 블레이드 추력과 토크 변화를 비교하였다. 각 그래프에서 실선은 Full Configuration 조건, 점선은 Isolated Rotor 조건에서의 해석 결과를 의미한다. 공력 하중 해석 결과, 모든 틸트각도 조건에서 3/rev의 일정한 주기성과 진폭을 갖는 추력과 토크를 확인할 수 있었다. 이는 해석 모델로써 선정한 XV-15 로터가 3매의 블레이드로 이루어졌기 때문이다. 특히 추력의 경우, 틸트각도가 증가할수록 평균 추력과 함께 추력 진동의 Peak-to-Peak 크기가 증가하였다. 이처럼 로터의 평균 추력이 증가한 이유는 로터가 전진 비행 모드에서 제자리 비행 모드로 가까워질수록, 로터 블레이드로 유입되는 자유류의 유입각(Inflow Angle)이 감소하고, 그 결과 블레이드의 전반적인 유효반응각이 증가한 것이 원인으로 판단된다. 반면 토크는 추력 변화에서 고찰한 결과와 반대로 평균값이 감소하였다. 이는 틸트각도가 증가할수록 유효반응각이 증가했음에도 불구하고, 로터가 제자리 비행 모드로 회전함에 따라 유해항력 및 전진 속도가 감소하였기 때문이다. 하지만, 추력과 동일하게 틸트각도가 증가함에 따라 토크의 진폭은 증가하는 경향성을 확인하였다. 또한, Isolated Rotor와 Full Configuration 조건에서의 로터 추력 및 토크 성능을 비교하였을 때, 모든 틸트각도 조건에서 평균적으로 1% 이내의 미미한 차이가 발생하였다. 이는 제자리 비행 조건과 달리 빠른 전진 속도로 인해 대부분의 로터 후류가 항공기 후방으

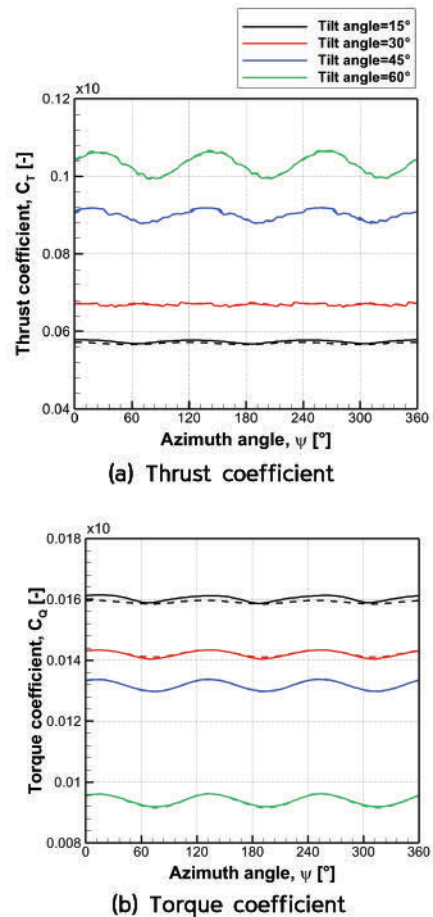


Fig. 7. Time history of the total thrust and torque of rotor at different tilt angles

로 빠르게 전파되며 동체 및 날개로 인한 폐쇄효과가 발생하지 않은 것이 주된 원인으로 판단된다[24]. 결과적으로, 로터 후류와 동체, 날개 간의 간섭현상이 크게 발생하지 않아 전기체 형상이 로터 블레이드의 공력 특성에 지배적인 영향을 미치지 않았다. 또한, 나셀을 제외하였을 때 XV-15의 로터와 주익 사이의 거리가 약 1.43 m (0.38R)로 상대적으로 멀리 떨어져 있어 공력 간섭현상이 지배적으로 발생하지 않았다.

앞선 공력 하중 해석을 통해, 틸트각도 및 해석 조건에 따른 로터의 평균 추력 및 토크 분포를 분석할 수 있었다. 추가적으로, 공력 하중 분포에 대한 분석을 위해 틸트각도 15°, 60° 케이스를 선정하여 Isolated Rotor 형상과 Full Configuration 형상의 추력분포를 비교하였다. 그 결과는 Fig. 8, Fig. 9와 같으며, 항공기의 전진 방향을 기준으로 항공기 후방에 해당하는 지점을 방위각 0°로 정의하였다. 추력 분포 비교 결과, 모든 틸트각도 조건에서 비대칭적인 추력 분포가 나타났으며, 추력의 비대칭성과 세기는 틸트각도에 비례하여 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 로터가 틸팅되며 제자리 비행 시 비행 형상과 가까워짐에 따라 로터 디스크 내 상대 속도 차이가

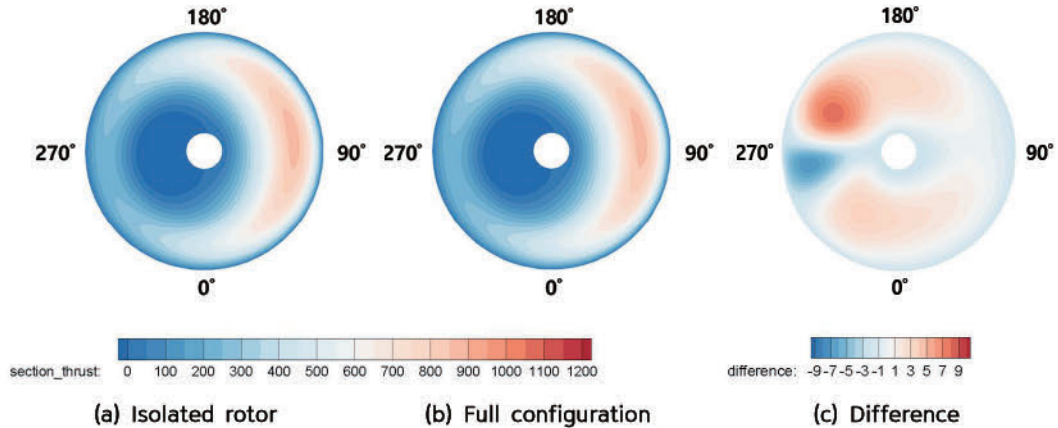


Fig. 8. Comparison of rotor thrust contour at tilt angle of 15°

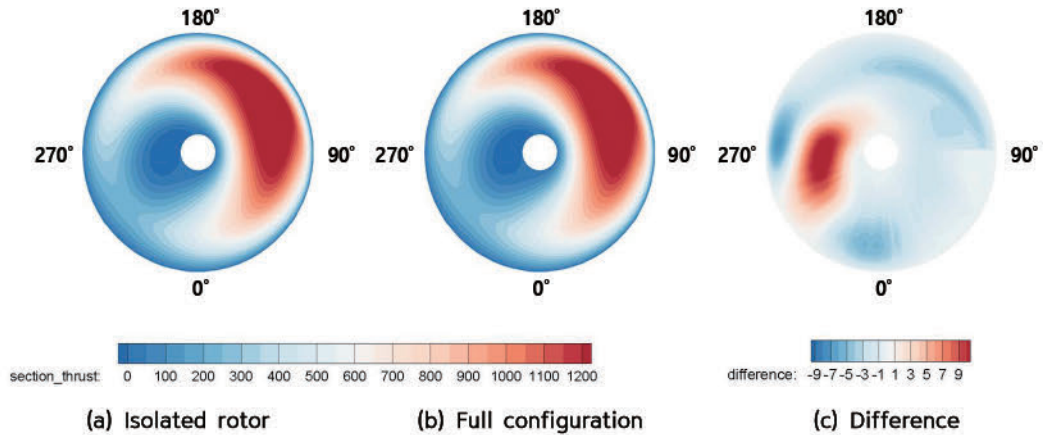


Fig. 9. Comparison of rotor thrust contour at tilt angle of 60°

발생하고, 전진면(Advancing Side)과 후퇴면(Retreating Side)이 발생한 것이 주된 원인으로 분석된다. 그 결과, 로터 디스크에 비대칭적인 유효받음각 및 공력의 분포가 나타났으며, 이는 앞선 Fig. 7에서 톨트각도가 증가할수록 평균 공력 하중 진폭의 Peak-to-Peak가 증가한 현상에 대한 원인으로 작용하였음을 확인할 수 있었다.

추가적으로, Isolated Rotor 형상과 Full Configuration 형상에서의 해석 결과에 대한 비교를 수행하였다. 각각의 조건에서 톨트각도 15°, 60° 케이스의 추력 분포와 두 조건 간의 차이를 컨투어를 통해 분석하였다. 두 톨트각도 조건에서 모두 로터와 주익과의 상호간섭으로 인해 방위각 270° 지점에서 추력 세기의 차이가 발생하였으며, Full Configuration 형상에서의 공력증가를 관측할 수 있었다. 이는 톨트각도가 증가할수록 로터 하부로 확산되는 후류 입자와 주익의 윗면이 접촉하는 비율이 증가하고, 이로 인한 Upwash가 주된 원인으로 판단된다. 하지만 앞선 평균 공력해석 결과에서도 관측할 수 있듯 두 조건에서 추력 분포의 차이는 미미하였다.

Figure 10은 Full Configuration 형상에서의 톨트각도에 따른 동체 및 날개의 표면압력 분포를 분석한 결과가

다. 방위각 0°에서의 표면압력 분포를 나타냈으며, 압력 계수는 블레이드의 끝단 속도를 이용하여 무차원화하였다. 해석 결과, 모든 톨트각도 조건에서 주익의 윗면에서의 표면압력이 크게 변화하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 와류 입자가 로터 후방으로 전파됨으로 인해 주익 표면의 유도속도가 변화한 것이 원인으로 판단된다. 특히 톨트각도 60° 조건의 경우 주익의 윗면에서 전체적으로 낮은 표면압력을 유발하였다. 이는 톨팅된 로터가 주익 상부에 위치하며, 후류가 로터 하부로 전파되는 비율이 증가하였고, 주익 주변의 유동을 가속화 한 것이 원인으로 판단된다. 또한 동체 표면압력의 경우, 끝단 와류와 인접한 부근에서 국소적인 압력의 Peak를 확인할 수 있었다. 이러한 현상은 톨트각도 15°, 30° 조건에서 관측되었고, 이는 비교적 나선형의 후류 구조가 오래 유지되어 후류와의 상호간섭이 증가한 것으로 판단된다.

앞선 표면압력 해석을 통해, 로터에서 발생한 후류는 항공기 공력 하중의 변화를 유발할 수 있음을 확인하였다. 따라서, 이 같은 공력 하중 변화를 추가적으로 분석하고자 방위각에 따른 주익의 압력 변화를 예측하였다. 모든 압력 측정 지점은 주익 시위길이의 1/4 위치이고

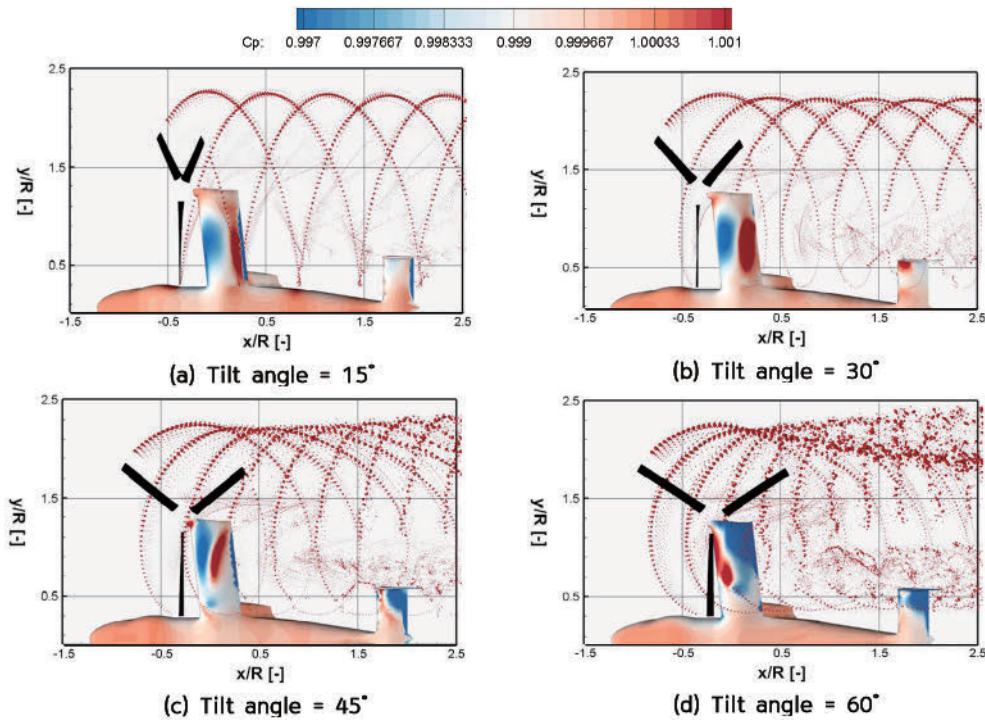


Fig. 10. Prediction of wake structure in X-Y plane with tilt angles

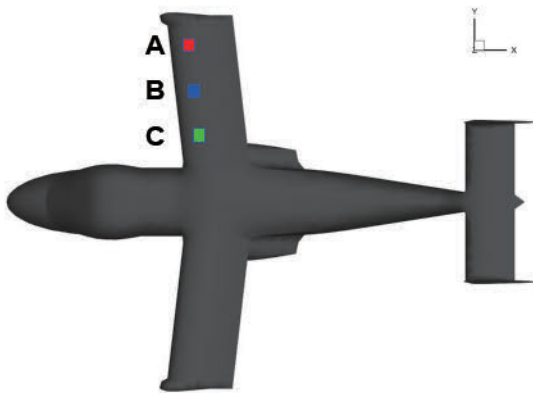
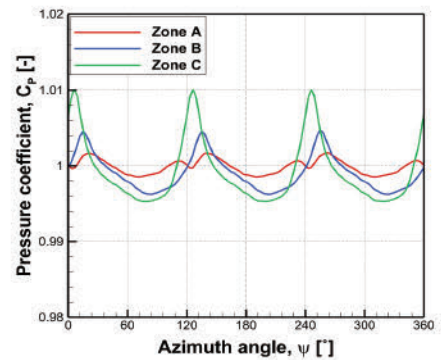
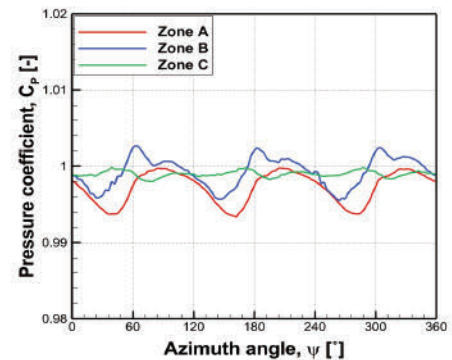


Fig. 11. Measuring position of upper surface of the main wing

날개 길이(Spanwise) 방향으로 3가지 지점을 선정하였으며, 이는 Fig. 11에서 A, B, C로 정의하였다. 틸트각도 15°, 60° 조건에서의 표면압력 분포 해석 결과는 Fig. 12와 같다. 틸트각도 15° 조건의 경우 로터 방위각에 따른 압력의 진폭이 증가하였으며, 특히 주익의 Root 부근인 C 지점에서 큰 Peak-to-Peak를 확인하였다. 이는 로터 후류의 전파 방향과 주익과의 각도로 인해 주익 주변 유동의 유도속도가 급격하게 변화한 것이 원인으로 판단된다. 이와 더불어, 주익의 Root 부근은 세기가 강한 끝단 와류와 인접하기 때문에, 비교적 후류와의 상호간섭이 크게 발생한 것이 원인으로 판단된다. 반면 틸트각도 60° 조건에서는 비교적 작은 표면압력의 진폭과 C 지점에서 가장



(a) Tilt angle = 15°



(b) Tilt angle = 60°

Fig. 12. Comparison of pressure coefficient of main wing depending on tilt angles

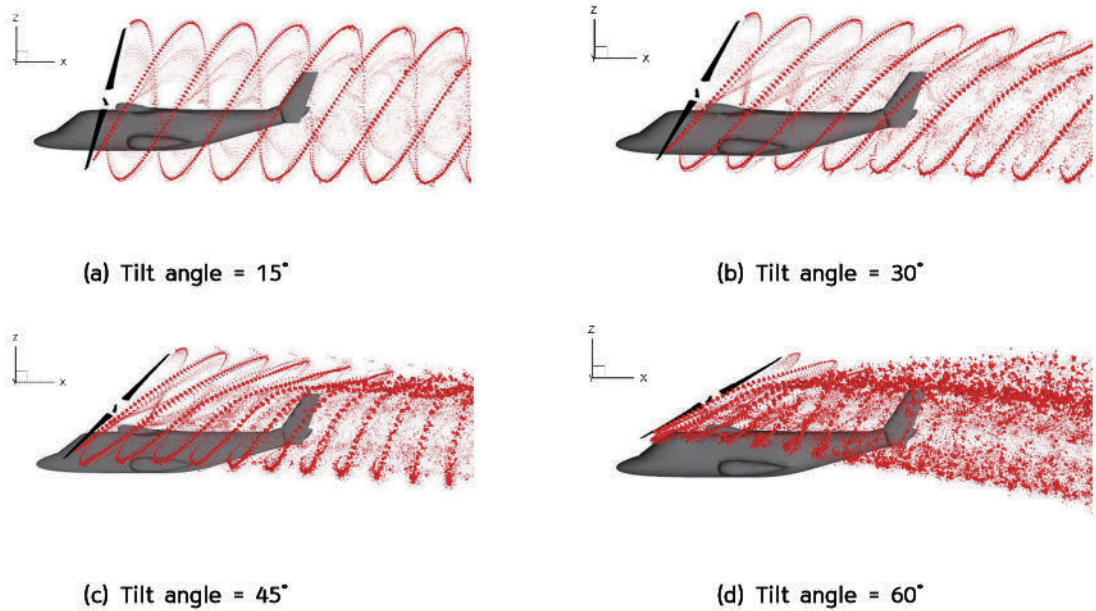


Fig. 13. Prediction of wake structure in X-Z plane depending on tilt angles

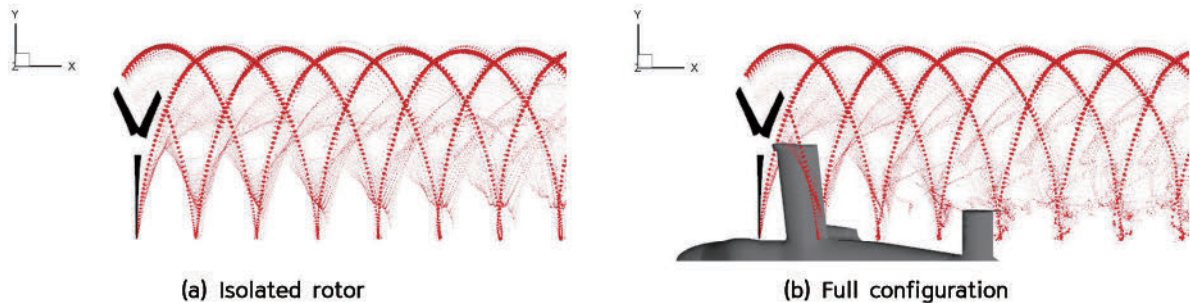


Fig. 14. Prediction of wake structure in X-Y plane at tilt angle of 15°

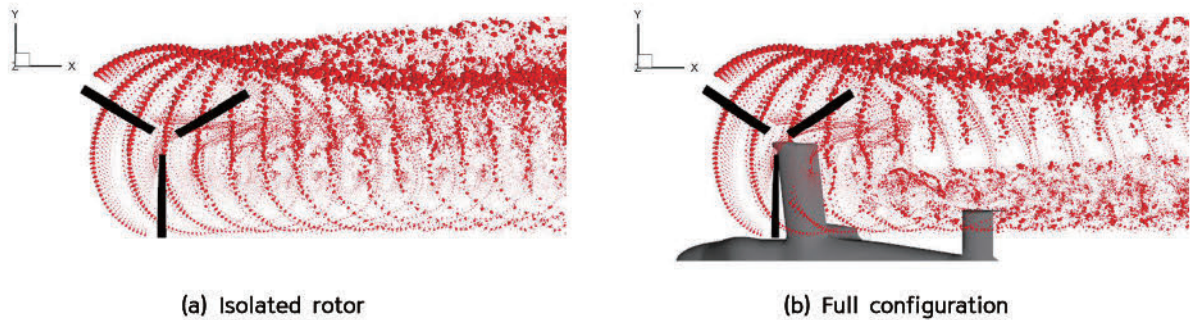


Fig. 15. Prediction of wake structure in X-Y plane at tilt angle of 60°

작은 Peak-to-Peak가 발생하였다. 이는 높은 톨트각도와 낮은 전진속도로 인해 대부분의 후류 입자가 주익의 윗면으로 확산되었고, 주익 부근 유도속도 및 표면 압력의 변화량이 감소한 것으로 판단된다. 또한, 끝단 와류의 말림 현상과 후류의 궤적이 반경 방향으로 수축함에 따라 주익의 Root 부근에 후류의 영향성 감소는 C 지점의 작은 Peak-to-Peak를 유발하였다.

2.3.2 톨트각도에 따른 후류 거동 예측

톨트각도 변화에 따라 전기제 톨트로터 항공기의 로터 블레이드에서 발생하는 후류 구조를 비교하였다. Fig. 13은 항공기 옆면(XZ 평면)에서 관찰한 후류 구조이다. 톨트각도 15°와 30° 조건의 경우, 나선형의 후류 구조가 약 $x/R=4$ 지점까지 유지되는 것을 확인할 수 있었다. 반면 톨트각도가 증가할수록 후류 입자의 세기가 증가하

였고, 나선형의 후류 구조 또한 조기에 붕괴되는 모습이 관측되었다. 특히 로터와 자유류가 가장 늦게 접촉하는 방위각 180° 지점인 Downwind Side에서 이러한 경향은 더욱 극심해졌다. 틸트각도가 증가할수록 후류 구조 사이의 피치 거리가 감소하고, 특히 Upwind Side와 Downwind Side 간 비대칭적인 후류 구조가 발생한다. 이로 인해 각 Side에서 발생한 후류 입자 강도의 차이는 극심해지며, 후류 입자 간의 상호간섭이 발생할 여지가 증가한다. 그 결과 조기에 나선형의 후류 구조가 붕괴되는 현상이 발생한 것으로 판단된다.

Figure 14와 Fig. 15는 Isolated Rotor 형상과 Full Configuration 형상에서의 후류 분포 해석 결과를 XY 평면에서 분석한 결과이다. 4가지의 틸트각도 케이스 중,

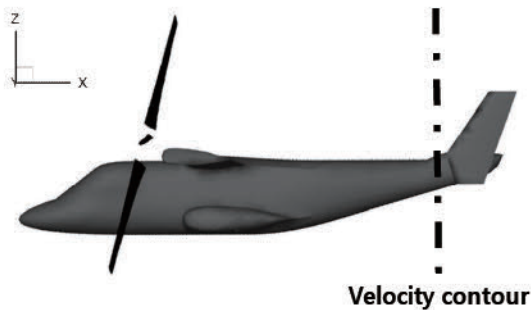


Fig. 16. Streamwise velocity contours at tilt angle of 15°

틸트각도 15°와 60° 조건의 해석 결과를 비교 및 분석하였다. 앞선 XZ 평면에서의 후류 거동과 같이, 틸트각도 15° 케이스에서는 나선형의 후류 구조가 상대적으로 오래 유지되는 것을 관찰할 수 있었으나, 틸트각도 60° 조건에서는 후류 간의 간섭현상으로 인해 복잡한 후류 구조가 형성되었다. 또한, 전진면에서 끝단 와류의 궤적이 로터의 회전축 방향으로 수축하는 현상이 관측되었는데, 이는 와류 입자 간 과도한 상호작용으로 인해 끝단 와류의 Roll-up 현상이 발생한 것이 원인으로 판단된다. Full Configuration 형상의 경우, 날개 및 동체와 인접한 방위각 270° 지점에서 주익과 접촉 이후 나선형의 후류 구조가 무너지는 현상을 관측할 수 있었다. 특히 틸트각도 60° 조건의 경우, 이와 같은 간섭현상이 더욱 극심해졌다. 이는 전진 속도가 다른 틸트각도 조건에 비해 낮고, 로터가 회전함에 따라 로터 하부로 전파되는 후류 입자가 주익에 접촉하는 비율이 증가한 원인으로 판단된다.

앞선 Isolated Rotor 형상과 Full Configuration 형상에서의 공력 하중 및 후류 거동의 모사를 통해, 로터에서 발생한 후류와 항공기 간 상호간섭 현상이 전반적인 비행 특성에 미치는 영향을 분석할 수 있었다. 이후, 로터 후방의 유도속도 해석을 통한 추가적인 유동장 분석을 진행하였다. 앞선 후류 분포에 대한 모사를 통해 와류 입자와 주익과의 상호작용에 대한 고찰을 주로 수행하였다. 따라서, 틸트로터 항공기의 꼬리날개 부근에 속도장을 배치하여 꼬리날개와 후류와의 상호간섭 현상에

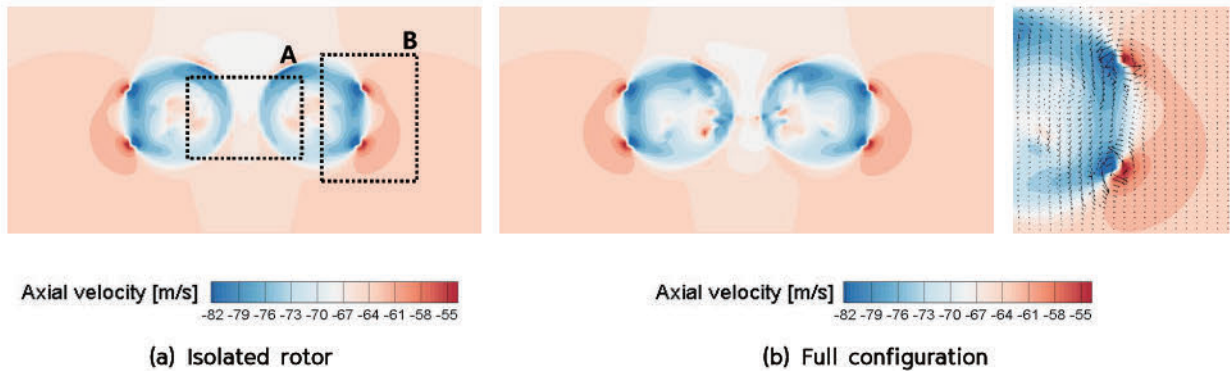


Fig. 17. Comparison of velocity contour at tilt angle of 15°

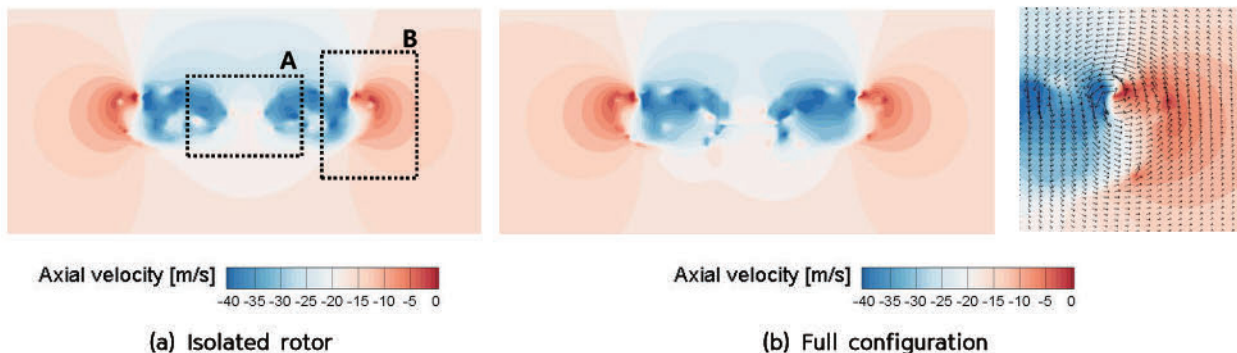


Fig. 18. Comparison of velocity contour at tilt angle of 60°

대한 분석을 중점적으로 수행하였다. 틸트로터 항공기의 Geometry를 이용하여 나타낸 속도장의 위치는 Fig. 16과 같으며, 틸트각도 15°, 60° 케이스를 선정하여 동체 유무에 따른 로터 후방에서의 속도 분포를 비교하였다.

Figure 17, Fig. 18은 각각 틸트각도 15°, 60° 조건에서의 속도장 분포 해석 결과이며, Isolated Rotor, Full Configuration 형상에서의 유동 특성을 비교하였다. 속도장 해석 결과, 모든 틸트각도 케이스의 Full Configuration 형상에서 꼬리날개와 인접한 부근인 A 영역의 유도 속도가 불규칙하게 분포된 것을 확인할 수 있었다. 이는 후류 거동에서 관측할 수 있듯, 항공기 주익 및 꼬리날개와의 상호간섭으로 인해 발생한 와류의 영향으로 판단된다. 또한, 틸트각도 60° 조건의 경우, 세기가 강한 하나의 끝단 와류의 말림 현상이 B 영역에서 발생한 것을 관측하였다. 끝단 와류의 말림 현상은 동체의 유무와 관계없이 발생하였으며, 틸트각도에 비례하여 증가한 로터 블레이드의 비대칭적인 공력 하중 분포가 후류의 불규칙적인 발달을 야기하였다. 결과적으로 각 로터 블레이드에서 발생한 끝단 와류가 하나의 회전성분으로 결합되어 발생한 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 Source-Doublet 패널법과 비정상 와류 입자법을 활용하여 틸트로터 항공기의 천이영역 비행 시의 비행 특성을 분석하였다. XV-15 틸트로터 항공기의 3차원 전기제 형상에 대한 모델링을 수행하였으며, 4가지 케이스의 틸트각도를 조건으로 변화하는 공력 특성과 후류의 확산을 모사하였다. 또한, 각각의 틸트각도 조건에서 동체 및 날개 유무에 따른 전산해석을 수행함으로써 후류와 항공기 간의 상호간섭 현상을 고찰하였다. 이를 위해, 사용된 전산해석기법에 대한 검증은 수행하였다. 공력 모델에 대한 검증은 앞선 선행 연구에서 진행하였으므로, 후류 모델에 대한 검증을 위해 단일 로터 블레이드의 제자리 비행 시 끝단 와류의 궤적에 대한 검증을 수행하였다. 검증 결과, CFD 해석 결과와 유사한 경향을 확인할 수 있었으며 이를 통해 후류 모델로써 사용한 와류 입자법의 정확도를 확인하였다. 이후 틸트각도에 따른 공력해석 결과, 틸트각도가 증가할수록 공력의 세기 및 비대칭성이 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 비대칭적인 공력 분포는 평균 추력 및 토크가 3/rev의 진동을 가지는 원인으로 작용하였다. 하지만 이 같은 로터의 공력 특성은 Isolated Rotor와 Full Configuration 형상을 비교하였을 경우, 높은 전진비와 로터와 주익 간 이격거리로 인해 차이가 발생하지 않았다. 또한 틸트각도에 따른 동체 및 날개의 표면압력 해석 시, 틸트각도가 감소할수록 표면압력의 변화율이 증가하였다. 또한, 높은 틸트각도 조건에서 후류의 확산으로 인해 주익의 윗면에서 낮은 표면압력이 관측되었다. 틸트각도에 따른

후류 거동의 경우, 공력 특성과 같이 틸트각도에 비례하여 후류의 세기가 증가하였으며, 전진면에서는 강한 끝단 와류가 발생하였다.

본 연구에서는 XV-15 틸트로터 항공기의 천이비행 시물레이션을 통해 틸트각도에 따른 항공기의 공력 및 유동장 특성을 면밀히 분석하였다. 하지만, 현재의 논문은 틸트로터 전기제의 공력 및 소음 해석 연구를 위한 선행연구이므로 회전기기의 주된 소음원인 로터 블레이드의 공력성능 변화를 중점적으로 고찰하였다. 따라서, 틸트각도에 따른 상호간섭 효과가 동체 및 주익의 공력 특성에 미치는 영향에 대한 분석은 제한적으로 서술되었다. 향후 연구에서는 동체 및 주익에 작용하는 공력 하중에 대해 분석하고 천이비행 중인 틸트로터 항공기의 비행 안정성을 평가할 계획이다. 또한, 현재의 코드를 확장하여 시간에 따라 로터가 실제로 회전하는 Conversion Flight 시물레이션을 구현하여 회전하는 틸트로터에서 발생하는 비정상 공력 특성을 분석할 계획이다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(RS-2024-0 0397400). 이 연구는 2025년도 경상국립대학교 글로벌 대학30사업에 의하여 수행되었습니다.

References

- 1) Johnson, W., "Calculation of tilt rotor eroacoustic model (TRAM DNW) performance, airloads, and structural loads," *American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Meeting*, Atlanta, Georgia, February 2000.
- 2) Johnson, W., "Calculation of the aerodynamic Behavior of the Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM) in the DNW," *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, May 2001, p. 38.
- 3) Kreshock, A. R., Thornburgh, R. P., Wilbur, M. L., Kang, H., Piatak, D. J. and Sekula, M. K., "Initial Whirl-Flutter Characterization of the TiltRotor Aeroelastic Stability Testbed," *Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display*, May 2023, pp. 1~18.
- 4) Acree Jr., C. W., Peyran R. J. and Johnson, W., "Rotor design options for improving XV-15 Whirl-Flutter stability margins," No. NASA/TP-2004-212262, 2004.
- 5) Betzina, M. D., "Rotor performance of an isolated full-Scale XV-15 tiltrotor in helicopter mode," *American Helicopter Society Aerodynamics*,

Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, San Francisco, CA, January 2002, p. 13.

6) Gates, S., "Aerodynamic analysis of tiltrotors in hovering and propeller modes using advanced Navier-Stokes computations," September 2013.

7) Johnson, W., "Influence of wake models on calculated tiltrotor aerodynamics," *American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting Proceedings*, San Francisco, CA, January 2002.

8) Yeo, H., Johnson, W., "Performance and design investigation of heavy lift tilt-rotor with aerodynamic interference effects," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1231~1239.

9) Acree, C. W., "Aerodynamic limits on Large Civil Tiltrotor sizing and efficiency," *Decennial AHS Aeromechanics Specialists' Conference*, No. ARC-E-DAA-TN12696.

10) Lim, J. and Tran, S., "Interactional structural loads of the xv-15 rotor in airplane mode," *Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 2019, pp. 17~20.

11) Potsdam, M. A. and Strawn, R. C., "CFD simulations of tiltrotor configurations in hover," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 50, No. 1, 2005, pp. 82~94.

12) Piccinini, R., Tugnoli, M. and Zanotti, A., "Numerical Investigation of the Rotor-Rotor Aerodynamic Interaction for eVTOL Aircraft - Configurations," *Energies*, Vol. 13, No. 22, 2020, p. 5995.

13) Droandi, Giovanni, "Wing rotor aerodynamic interaction in tiltrotor aircraft," Ph. D. dissertation, Politecnico Di Milano, Milano, Italy, 2014.

14) Zanotti, A., Savino, A., Palazzi, M., Tugnoli, M. and Muscarello, V., "Assessment of a mid-fidelity numerical approach for the investigation of tiltrotor aerodynamics," *Applied Sciences*, 2021, Vol. 11, No. 8, p. 3385.

15) Wu, Z., Li, C. and Cao, Y., "Numerical simulation of rotor-Wing transient interaction for a tiltrotor in the transition mode," *Mathematics*, Vol. 7, No. 2, 2019, p. 116.

16) Son, S. M., Lee, S. L., Cho, H., Kee, Y. J. and Lee, H., "Predicting Aerodynamics and Wake

Dynamics of Tilt Rotor using Unsteady Vortex Particle Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2024, Vol. 52, No. 10, pp. 775~787.

17) Lee, H. and Lee, D. J., "Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle," *Physics of Fluids*, 2020, Vol. 32, No. 4, 047107.

18) Araghizadeh, M. S., Sengupta, B., Lee, H. and Myong, R. S., "Aeroacoustic investigation of side-by-side urban air mobility aircraft in full configuration with ground effect," *Physics of Fluids*, 2024, Vol. 36, No. 8, 087160.

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

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

21) Hwang, U. J., Park J. S. and Lee M. K., "A Validation Study on Structural Load Analyses of TiltRotors in Wind Tunnel," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 17, No. 2, 2023, pp. 45~55.

22) Ma, J., Lu, Y., Xu, X. and Yue, H., "Research on near field aeroacoustics suppression of tilt-rotor aircraft based on rotor phase control," *Applied Acoustics*, 2022, 186, 108451.

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

24) Tran, S., Lim, J., Nunez, G., Wissink, A. and Bowen-Davies, G., "CFD Calculations of the XV-15 Tiltrotor During Transition," *Proceedings of the American Helicopter Society 75th Annual Forum*, Philadelphia, PA, USA, May 2019, pp. 1~17.

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