



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 52(10), 775-787(2024)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2024.52.10.775>

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

## 비정상 와류 입자법을 이용한 틸트로터 블레이드의 공력 해석 및 후류 거동 예측

손상민<sup>1</sup>, 이사랑<sup>2</sup>, 조해성<sup>3</sup>, 김영중<sup>4</sup>, 이학진<sup>5</sup>Predicting Aerodynamics and Wake Dynamics of Tilt Rotor  
using Unsteady Vortex Particle MethodSang Min Son<sup>1</sup>, Sa-Lang Lee<sup>2</sup>, Haeseong Cho<sup>3</sup>, Youngjung Kee<sup>4</sup> and Hakjin Lee<sup>5</sup>School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea<sup>1,2,5</sup>Department of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University, Jeonju, Republic of Korea<sup>3</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Republic of Korea<sup>4</sup>

## ABSTRACT

Tiltrotor aircraft has received great attention as the next generation rotorcraft, characterized by longer range and faster cruising speeds compared to conventional VTOL (Vertical Take-off and Landing) aircraft. However, flight instability in the transition mode where the variation in thrust direction of the tiltrotor can cause serious safety problem due to the complex and nonlinear aerodynamic characteristics. In this study, the aerodynamic characteristics and wake behavior of tiltrotor aircraft in the transition mode are investigated using source-double panel method with unsteady vortex particle method (VPM). The vortex methods used in this paper are validated by comparing the aerodynamics loads of XV-15 rotor blade in hover conditions. The effects of tilt angle on the rotor aerodynamic performance, wake structure, and vorticity fields are discussed in detail. The findings in this study can provide an insight into the flight characteristics of tiltrotor.

## 초 록

틸트로터 항공기는 기존 수직이착륙기 대비 긴 항속거리와 빠른 항속 속도가 특징인 미래형 수직이착륙기의 추진시스템으로 주목받고 있다. 하지만 틸트로터의 추력 방향이 변경되는 시점인 천이영역에서의 비행 불안정성은 대표적인 문제점으로 대두되고 있으며, 복잡하고 비선형적인 공기역학적 특징으로 인해 관련 연구는 제한적이다. 따라서 본 연구에서는 천이영역에서의 틸트로터 항공기의 공력 특성 분석 및 후류 거동을 모사하였다. 패널법을 활용하여 제자리 비행 조건에서의 XV-15 로터에서 발생하는 공력해석을 통해 사용한 해석자의 검증을 수행하였으며 틸트 각도에 따라 변화하는 공력 특성 분석과 후류 및 와도장 모사를 통해 틸트로터의 비행 특성에 대한 고찰을 진행하였다.

**Key Words** : Tiltrotor(틸트로터), Source-Doublet Panel Method(패널법), Unsteady Vortex Particle Method(비정상 와류 입자법), Wake Behavior(후류 거동), Wake Structure(후류 구조)

+ Received : February 20, 2024    Revised : July 08, 2024    Accepted : August 12, 2024

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

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

© 2024 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

최근 미래형 헬리콥터와 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 등 새로운 형태의 회전익기가 개발됨에 따라, 틸트로터(Tiltrotor), 동축반전로터(Coaxial Rotor), 멀티로터(Multirotor) 등의 추진시스템에 대한 연구도 많은 관심을 받고 있다. 특히 틸트로터는 고정익기와 회전익기의 특성이 결합된 형태로 로터 회전축의 직접적인 회전을 통해 수직이착륙과 고속 전진 비행이 가능한 것이 특징이다. 1950년대 NASA와 Bell의 XV-3 개발을 시작으로[1], 1970~80년대에 개발된 XV-15를 통해 틸트로터 항공기의 성능을 입증할 수 있었다. 이후 V-22 Osprey는 최초의 틸트로터 군용기로서 현재 실전배치 및 운용되고 있으며, 최근 개발된 Bell의 V-280 Valor는 미국의 차세대 장거리 공격형 헬리콥터(Future Long Range Assault Aircraft: FLRAA) 프로그램에 선정되는 성과를 올리게 되었다[2]. 또한 차세대 도심 교통수단으로 UAM의 도입과 실용화가 현실화되고 있는 가운데, Joby Aviation의 S4, Overair의 Butterfly, Supernal의 S-A2는 틸트로터형 UAM 기체로 개발 중이다. 이처럼 틸트로터 항공기는 기존의 회전익 항공기를 대체하며, 다양한 민간, 군용 분야에서의 활용도가 기대되고 있다.

틸트로터 항공기에 대한 수요가 높아짐에 따라 관련 연구도 활발히 수행되고 있다. Acree 등[3]은 XV-15의 휠 플러터 안정성 개선을 위한 구조적 하중 분석으로 로터 설계변수에 대한 고찰을 수행하였다. Kreshock 등[4]은 틸트로터의 공탄성 안정성 향상을 위해 TRAST 테스트베드를 이용한 댐핑 실험 및 풍동시험을 수행하였다. Johnson[5, 6]은 CAMRAD II를 활용한 V-22 로터의 1/4 축소모델인 TRAM의 비행 모드에 따른 비행 성능 및 구조적 하중을 DNW 실험 결과와 비교 및 분석을 수행하였다. Garcia와 Barakos[7]는 ERICA 틸트로터 항공기의 제자리 비행, 전진 비행 및 천이영역(Transition Area)에서의 전산 해석을 수행하고 풍동시험 결과와 비교, 분석하였다. Jia 등[8]과 Gates 등[9]은 XV-15로터의 제자리 및 전진 비행 시 공력 분석을 수행했으며, Peimin 등[10]은 Computational Fluid Dynamics(CFD)를 활용하여 V-22 헬리콥터의 제자리 비행 시의 공력 및 후류 분석을 진행하였다. Potsdam[11]은 OVERFLOW-D를 활용한 단일 로터, Half-span, Full-span 조건에서의 분수 유동 및 Blade Vortex Interaction(BVI) 현상 관측을 위한 유동 필드 분석을 수행하였다. Garcia 등[12]은 XV-15 로터의 두께 소음과 하중 소음 분석을 수행하였고, Massaro 등[13]은 틸트로터 성능 향상을 위한 최적화 프레임워크를 제시하였다. 국내에서도 틸트로터 항공기에 대한 연구가 진행되고 있다. Hwang 등[14]은 CAMRAD II를 활용한 TRAM의 공기역학적 성능 분석을 통해 프로펠러의 공력 및 구조 하중 해석기법을

검증하였다. Kang[15]은 OPPAV의 천이영역에서의 공력 특성 변화에 대해 고찰하였다.

하지만 기존의 연구들은 비행 안정성을 위한 구조적 하중 연구 및 성능해석에 대한 연구가 다수이며, 제자리 비행에서 전진 비행으로 비행 모드 변경 시 틸트로터의 추력방향이 변경되는 천이영역에서의 비행 특성 연구는 제한적이었다. 따라서 다양한 틸트 각도에 따른 비행 특성 연구는 더욱 한정적이었다. 하지만, 천이영역에서의 비행 불안정성은 틸트로터 항공기의 대표적인 문제점으로 여겨지고 있다. 천이영역에서는 로터가 회전함에 따라 로터 블레이드의 유효 받음각이 급격히 변화하며, 이는 로터 부근에서의 비선형적인 공력 특성을 야기한다. 로터 블레이드의 끝단에서 발생하는 강한 Tip Vortex는 BVI 현상의 주요 원인으로 동체의 조종성 및 진동에 영향을 미치며 공력 변화 및 소음 발생을 유발한다. 또한, 날개 끝의 블레이드 반경이 기존의 프로펠러 항공기에 비해 매우 긴 틸트로터 항공기의 특성상 로터의 후류가 항공기 전체에 영향을 미칠 가능성이 증가하게 된다. 따라서 틸트로터 항공기의 성능 및 안정성과 직결되는 천이영역에서의 비행 특성과 후류의 거동을 예측하는 연구는 필수적이다.

본 연구에서는 천이영역에서의 XV-15 틸트로터 블레이드의 공력 특성 분석과 후류 거동 예측을 수행하였다. 천이영역에서의 유동을 모사하고 로터로 유입되는 바람의 입사 각도에 따른 영향성을 분석하기 위해, 틸트 각도에 따른 단일 로터 블레이드의 수치해석을 진행하였다. 틸트 각도는 로터의 회전축과 유입류 사이의 각도로 정의하였으며, 로터의 회전축은 고정된 채 유입되는 바람의 입사 각도를 통해 틸트 각도를 변화시키며 천이영역에서의 비행을 가정하였다. 틸트로터의 틸트 각도에 따른 공력해석 시에는 패널법(Source-Doublet Panel Method) 기반의 In-house 코드를 사용하였다. 또한 비정상 와류 입자법(Unsteady Vortex Particle Method)을 이용하여 라그랑지안(Lagrangian) 벡터 입자를 활용한 추가적인 격자 생성 없이 로터 블레이드 회전에 따라 발생하는 후류 거동을 예측하였다. 본 연구에서는 XV-15의 로터 블레이드를 해석모델로 선정하여 15° 간격의 틸트 각도에 따른 단일 틸트로터의 비정상 공력과 후류 특성을 분석하였다. 이에 앞서 XV-15 로터 블레이드의 제자리 비행 조건에서의 공력 하중 예측 결과를 풍동시험 및 CFD 해석 결과와 비교함으로써 해석기법의 정확성을 검증하였다. 이후 각 틸트 각도에 따라 변화하는 Collective Pitch Angle 및 전진 속도를 조건으로 공력 변화와 단면 공력 분포, 후류 구조 변화를 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 전산해석기법

### 2.1.1 Source-Doublet 패널법

패널법은 3차원 형상의 로터 블레이드를 반경 방향과 시위 방향으로 직사각형의 Source와 Doublet 요소로 이산화하여 블레이드에서 발생하는 공력 하중을 예측하는 기법이다. Source-Doublet 패널법은 상반각, 뒤젓힘각 등 복잡한 3차원 로터 블레이드의 기하학적인 특징을 고려할 수 있다. 와류 격자법(Vortex Lattice Method)과 달리 두께 효과를 고려할 수 있고 유도 포텐셜까지 계산하므로 로터 블레이드의 표면 압력을 계산할 수 있다. 또한, 공간 격자를 이용하는 CFD 해석기법에 비해 효율적인 계산이 가능하다는 특징이 있다.

비점성, 비압축성 유체의 속도 포텐셜은 Laplace Equation으로 표현할 수 있고, 이때 Laplace Equation을 만족하는 속도 포텐셜의 합은 물체 표면의 Source( $\sigma$ )와 Doublet( $\mu$ )의 합으로 계산할 수 있다. 전체 내부 포텐셜의 합은 자유류의 포텐셜과 동일하게 정의하는 Dirichlet 경계조건을 이용하여 식 (1)과 같이 표현할 수 있으며, 이산화된 Source, Doublet 패널의 형상에 의해 결정된 영향계수  $A_{ik}$ ,  $C_{ij}$ ,  $B_{ik}$ 을 이용하여 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

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

$$\sum_{k=1}^N A_{ik} \mu_k + \sum_{j=1}^{M_W} C_{ij} \mu_{Wj} + \sum_{k=1}^N B_{ik} \sigma_k = 0 \quad (2)$$

식 (2)의 Source( $\sigma_k$ )와 후류에 의한 Doublet( $\mu_{Wj}$ )의 강도는 각각 Kutta 조건과 Tangency 경계조건에 의해 계산된다. 또한 Tangency 경계조건에 Kinematic Velocity를 적용하여 블레이드의 공력해석 과정에서 후류에 의한 비정상 유동의 특성을 고려한다. Kinematic Velocity는 식 (3)과 같이 자유류의 속도, Flapping과 같은 블레이드의 특정 움직임에서 유도된 속도, 회전 속도의 수직 성분의 합으로 정의한다. 블레이드 표면 패널 Doublet( $\mu_k$ )을 계산하기 위한 Matrix는 식 (4)와 같다.

$$\mathbf{v} = -(\mathbf{v}_0 + \mathbf{v}_r + \Omega \times \mathbf{r}) \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & \cdots & a_{1,N} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & \cdots & a_{2,N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N,1} & a_{N,2} & \cdots & a_{N,N} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \end{bmatrix} \quad (4)$$

위와 같은 과정을 통해 로터 블레이드 표면에 존재하는 이산화된 패널의 전체 속도 성분은 식 (5)를 통해 정의할 수 있다. 이때 계산된 Local Coordinate에서의 속도 성분은 앞서 계산한 Source( $\sigma$ )와 Doublet( $\mu$ )으로 정의된다.

$$\mathbf{V}_{total,k} = \mathbf{V}_{kinematic,k} + \mathbf{V}_{perturbation,k} \quad (5)$$

$$V_l = -\frac{\partial \mu}{\partial l}, V_m = -\frac{\partial \mu}{\partial m}, V_n = -\sigma \quad (6)$$

이를 이용하여 각 패널의 Collocation Point에서의 압력 계수를 도출한다. 압력 계수를 도출하기 위해선 식 (7)과 같이 베르누이 방정식을 이용하여 계산을 수행한다. 유동의 마하수 0.3 이상의 조건에서는 비압축성을 가정하는 Laplace Equation의 특성상, 압축성 효과를 고려하기 위해 압축성 보정 계수를 활용하여 공력 하중 해석을 수행하게 된다.

$$C_{p,0} = 1 - \frac{|\mathbf{V}_{total}|^2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} - \frac{2}{|\mathbf{V}_{kinematic}|^2} \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (7)$$

### 2.1.2 비정상 와류 입자법

틸트로터의 블레이드는 비틀림 각이 크고 강성이 높은 것이 특징이다[14]. 또한 천이영역에서의 불안정한 유동 특성은 복잡한 후류 구조를 야기하고 비대칭적인 Tip Vortex가 발달함에 따라 틸트로터의 후류 거동을 정확하게 예측하기 위한 연구는 필수적이다. 본 연구에서는 비정상 와류 입자법을 사용하여 틸트로터에서 발생하는 후류의 비정상 거동을 예측하였다. 와류 입자법은 블레이드의 반경 방향으로 발생하는 후류를 라그랑지안 와류 입자로 표현한다. 라그랑지안 벡터 입자로 표현한 후류의 와도장 지배방정식은 식 (8)과 같이 표현할 수 있다. 비압축성 유동에서의 와도 및 속도 성분을 정의한 식으로, 후류가 포함된 와도항은  $\omega(\mathbf{x}, t)$ 으로 정의하였으며,  $V_i$ 는 와류 입자의 부피,  $\alpha_i$ 은 입자의 강도를 의미한다.  $\xi_\sigma$ 는 3차원 정규화 함수로써 확산되는 후류의 연속적인 모사를 위해 사용되며 식 (9)로 정의한다.

$$\omega(\mathbf{x}, t) = \sum_{i=1}^S \xi_{\sigma_i}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) \omega_i V_i \quad (8)$$

$$\xi_\sigma(\mathbf{r}) = \frac{1}{\sigma_3} \xi\left(\frac{|\mathbf{r}|}{\sigma}\right) \quad (9)$$

와류 입자의 강도는 로터 블레이드 뒷전에서 Kutta 조건에 의해 결정되고, 입자들 간의 유도 속도는 식 (10) 과 같이 Biot-Sarvart 규칙에 의해 계산된다. 입자의 위치는 계산된 와류 입자에 의한 유도 속도 성분과 자유류 속도에 의해 외재적(Explicit Method) 방법으로 업데이트된다.

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

직선 또는 곡선의 Vortex Filament를 이용해 후류를 모사하는 Free-wake 기법과 달리 와류 입자법은 이산화된 개별적인 입자가 각 시간 간격마다 독립적으로 전파된다[16]. 따라서 후류-후류, 로터-로터, 동체-로터 등의 간섭현상에 의해 발생하는 비정상적이고 복잡한 후류의 거동을 예측할 수 있다. 하지만, 소산에 의한 영향을 고려하지 않아 생성된 와류 입자 강도의 변화가 없다는 점은 실제 로터 블레이드에서 발생하는 후류 거동과는 다소 차이가 발생할 여지가 존재한다. 다만, 본 연구에서는 후류 소산의 영향이 중요한 Far Field 후류가 아닌 틸트 각도에 따라 변화하는 Near Field의 비대칭적인 후류 구조를 예측하고, 와류 입자의 유도 속도 계산을 통해 후류가 틸트로터의 공력 특성에 미치는 영향을 분석하는 것이 주된 목적이다.

## 2.2 전산 해석기법 검증

### 2.2.1 공력해석 모델 검증

틸트 각도 변화에 따른 비정상 공력 하중과 후류 특성을 분석하기에 앞서, 실험 데이터가 존재하는 제자리 비행 중인 XV-15 로터에 대한 공력해석 결과를 이용하여 전산 해석기법을 검증하였다. 패널법 기반 공력해석자를 이용해 모델링한 XV-15 로터 블레이드는 Fig. 1과 같다. XV-15 로터는 3개의 블레이드로 구성되며, 기존 헬리콥터의 주 로터 블레이드에 비해 비교적 비틀림각이 큰 것이 특징이다. 자세한 제원은 Table 1을 통해 정리하였으며, 로터 블레이드 모델링 시, 허브 부근과 블레이드 끝단에서의 공력 및 후류 해석의 정확도 향상을 위해 조밀한 격자를 배치하였다. 시위 방향으로 30개, 반경 방향으로 31개의 패널 요소를 배치하여 XV-15 로터 블레이드를 이산화하였고, 이산화한 격자를 통해 공력 모델의 공력해석 검증을 수행하였다.

Table 2는 로터 블레이드의 반경 방향에 따라 배치된 NACA 64 에어포일 분포를 나타내었으며[9], 사용된 에어포일의 공력 계수는 C81 Table 형식으로 데이터베이스화하여 점성 및 압축성을 고려한 공력해석을 수행하였다. Fig. 2는 XV-15 로터의 단면 추력 계수에 대한 비교 검증을 수행한 결과이다. 각각  $r/R=0.75$  지점에서의

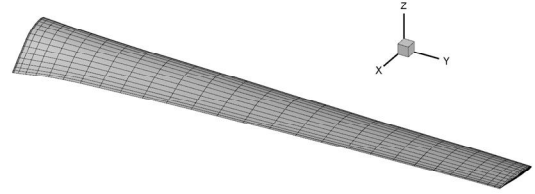


Fig. 1. XV-15 rotor blade modeled by source-doublet panels

Table 1. XV-15 rotor and simulation conditions

Property	Value
Number of blade [-]	3
Rotor radius [m]	3.81
Reference aspect ratio [-]	10.71
Hub offset [%]	20
Twist angle [°]	-40.25
Tip mach number [-]	0.69
Pitch angle at $r/R = 0.75$ [°]	3, 5, 10, 13
Time step [°]	5
Total revolution [-]	20

Table 2. Airfoil distribution of XV-15 rotor blade

r/R	Airfoil
0.09	NACA 64-935
0.17	NACA 64-528
0.51	NACA 64-118
0.80	NACA 64-(1.5)12
1.00	NACA 64-208

Collective Pitch Angle 3°, 5°, 10°, 13° 조건에서 해석을 수행하였다. 단면 추력 계수 해석 결과의 비교 검증 데이터는 상용 CFD 소프트웨어 HMB3를 이용하여 Garcia가 수행한 공력해석 결과[12]를 사용하였다. 블레이드 1개의 단면 추력 계수의 해석 결과, Collective Pitch Angle이 증가할수록 추력 계수가 증가하였고, 특히  $r/R=0.9$  지점에서 공력의 Peak 현상을 확인할 수 있었다. 이는 선행 블레이드에서 발생한 Tip Vortex가 후행 블레이드에 영향을 미쳐 블레이드 끝단에서 발달한 Upwash에 기인한 것으로 파악된다. 또한 Collective Pitch Angle이 증가할수록 CFD 해석 결과에 비해 다소 과대 예측하는 것을 확인하였다. 과대 예측된 해석 결과의 원인을 분석하기 위해 추가적으로 로터 블레이드의 표면 압력 예측 검증을 수행하였다.

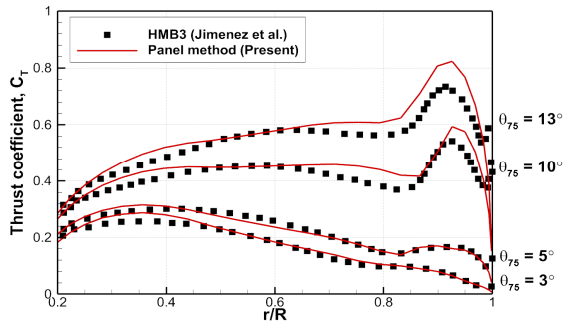
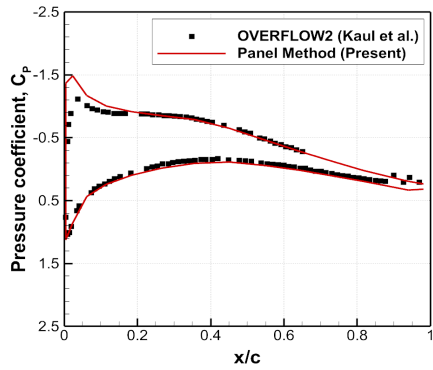
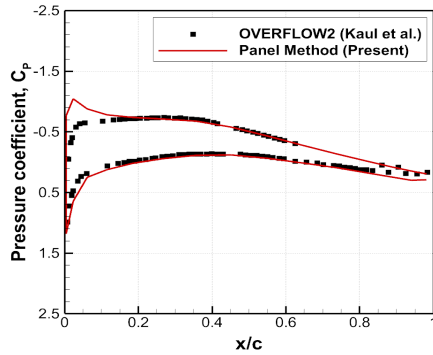


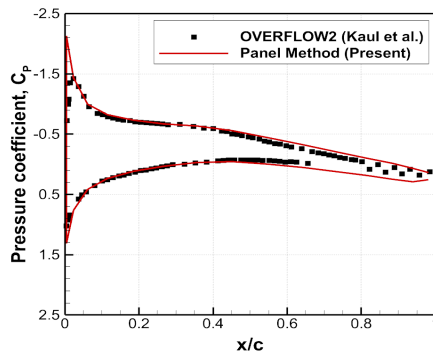
Fig. 2. Comparison of sectional thrust coefficient with CFD results



(a)  $r/R = 0.72$



(b)  $r/R = 0.83$



(c)  $r/R = 0.94$

Fig. 3. Comparison of the pressure coefficient depending on radial positions

Figure 3은 제자리 비행 시 시위길이에 따른 표면 압력 해석 결과이다. Collective Pitch Angle  $10^\circ$  조건에서 해석을 진행했으며, 비교 검증 데이터는 Kaul 등이 수행한 NASA의 OVERFLOW2 공력해석 결과[17]를 사용하였다. 모든  $r/R$  위치에서의 패널법의 압력 계수 해석값이 OVERFLOW2의 해석 결과와 유사한 경향성이 나타났다. 하지만  $r/R=0.72$ 와  $r/R=0.83$  위치에서는 로터 블레이드 앞전의 Suction Peak 예측에 다소 오차가 발생한 것을 확인하였다. Laplace Equation을 지배방정식으로 사용하는 패널법의 특성상 높은 Mach Number 조건에서의 압축성 유동 특성을 정확히 고려하기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 압축성 효과를 고려한 표면 압력 계수를 도출하기 위해 Prandtl-Glauert 압축성 보정계수를 사용하였으나, Tip Mach Number 0.69, Collective Pitch Angle  $10^\circ$  조건에서 압축성 효과를 충분히 고려하지 못하여 압력 계수를 과대 예측한 것이 원인으로 판단된다. 패널법 기반 공력해석자는 표면 압력 분포를 통해 로터의 양력 및 추력을 해석한다. 따라서 Collective Pitch Angle이 증가함에 따라 강해진 후류의 세기와, 앞전에서 부정확한 Suction Peak가 Fig. 2의 과도 예측에 영향을 미친 것으로 보인다.

Figure 4는 Collective Pitch Angle에 따른 로터의 평균 추력 및 토크 예측 결과를 시험 결과와 비교하였다. Felker 등이 수행한 NASA의 Outdoor Aerodynamic Research Facility(OARF) 시험 결과[18] 및 Light 등의 80 ft  $\times$  120 ft 풍동시험 결과[19]를 이용하였다. Collective Pitch Angle이 증가할수록 토크와 추력 계수가 모두 증가하였고, 패널법은 시험 결과와 비교하여 전반적으로 유사한 결과를 도출하였다. 하지만, 추력 및 토크 해석 결과, 실험값과 다소 경향성이 다른 것을 확인하였다. 패널법 기반 공력 해석자는 점성 항력을 2차원 에어포일의 Table Look-up으로부터 계산하고, 각 단면에서 도출된 항력을 적분하여 로터 블레이드의 전체 토크 값을 산출한다. 따라서 높은 받음각 조건의 경우, 항력 예측의 정확도는 상대적으로 낮은 점과 Collective Pitch Angle  $10^\circ$ ,  $13^\circ$  조건에서 발생하는 압축성 효과를 고려하지 못한 점이 해당 결과에 대한 원인으로 판단된다.

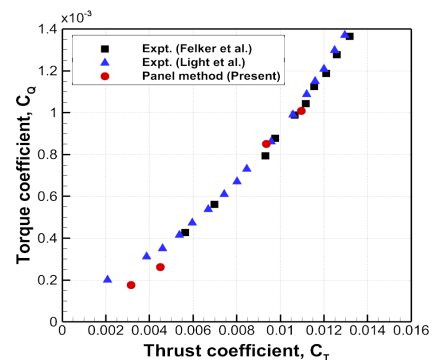


Fig. 4. Comparison of thrust and torque coefficients

## 2.2.2 프로펠러 후류 특성 예측

틸트로터 후류 예측을 위해 사용한 비정상 와류 입자법의 경우, 선행 연구에서 Caradonna-Tung 로터 블레이드에서 발달하는 Tip Vortex의 궤적을 예측하고 시험결과와 비교함으로써 해석자의 검증을 수행하였다[20]. Fig. 5는 XV-15 로터 블레이드의 제자리 비행 조건에서의 20회전 동안의 후류 거동을 예측한 결과로, 후류 발달에 따른 위상학적 특징을 분석할 수 있었다. 블레이드의 수직 방향으로 약 4R 지점까지 안정적으로 주기적인 나선형의 후류가 발생하는 모습을 확인할 수 있었으며, 강한 Tip Vortex의 발생과 블레이드 반경 방향으로의 수축이 관측되었다. 4R 지점 이후, 참고문헌[21]과 같이 실제 프로펠러 성능해석 시 통상적으로 Stable 구간과 Unstable 구간 사이에 발생하는 Leapfrog 현상을 관측할 수 있었으며, 나선형의 다중 후류 구조가 결합하는 Pairing 현상 등을 관측할 수 있었다. 이러한 물리적 현상 발생에 따라, 약 7R 지점 이후 나선형의 후류 구조가 붕괴되며, 비선형적인 거동이 나타나는 것을 확인하였다. 이를 통해, 본 연구에서 사용한 후류 예측 모델인 비정상 와류 입자법이 실제 로터 블레이드의 후류에서 발생하는 물리적 현상을 관측할 수 있음을 확인하였다.

## 2.3 전산 해석 결과

### 2.3.1 틸트 각도에 따른 공력해석

틸트로터 항공기의 천이영역에서의 공력해석을 위해 Fig. 1과 같이 허브가 제거된 단일 틸트로터를 사용하였으며, 본 연구에서 정의한 틸트 각도는 Fig. 6과 같다. 틸트로터가 전진 비행 방향과 동일한 경우를 틸트 각도 0°로 정의하였으며, 제자리 비행 조건일 경우 90°로 정의하였다. 틸트로터 항공기는 목표 전진 속도와 추력에 따라 틸트 각도와 Collective Pitch Angle 등의 비행 조건이 변화한다. 따라서 본 연구에서 고려한 4가지 틸트 각도와 이에 따른 Collective Pitch Angle과 전진 속도는

틸트로터의 제자리 비행 모드, 전진 비행 모드에서의 비행 조건을 바탕으로 선형보간법을 통해 정의하였고, Table 3에 정리하였다. 이때 제자리 및 전진 비행 모드에서의 전진 속도는 각각 0 m/s, 113.18 m/s 이고, Collective Pitch Angle은 각각 5°, 28°이다[12, 22]. 반면, 로터 회전 속도는 597 rpm으로 모두 동일하게 적용하였다.

Figure 7과 Fig. 8은 로터가 회전함에 따라 발생하는 추력과 토크 성능을 틸트 각도에 따라 비교한 결과이다. 20바퀴의 회전 중 마지막 5바퀴의 공력해석 결과를 분석하였다. 해석모델로 사용한 XV-15 로터가 3매의 블레이드로 구성되었기 때문에 두 그래프에서 모두 3/rev 진동 특성이 관찰되었고, 틸트 각도에 따른 공력의 크기 및 진폭의 변화를 확인할 수 있었다. 평균적인 공력 변화의 추이는 Fig. 9를 통해 분석하였다.

틸트 각도가 증가할수록 추력이 증가하였고, 틸트 각도 60° 조건에서 최댓값을 가지는 것을 확인하였다. 이는 틸트 각도가 증가할수록 로터 회전면의 유도 속도 및 유입각이 감소하고, 블레이드의 전체 유효 받음각이 증가한 것이 원인으로 판단된다.

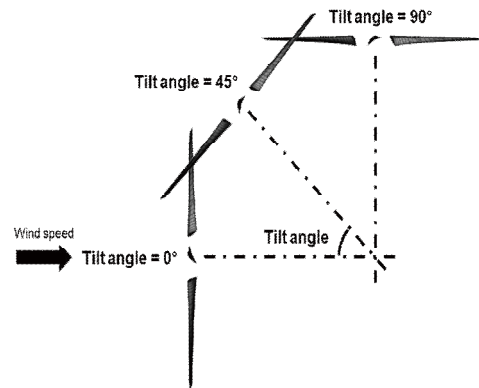


Fig. 6. Definition of tilt angle with XV-15 rotor configuration

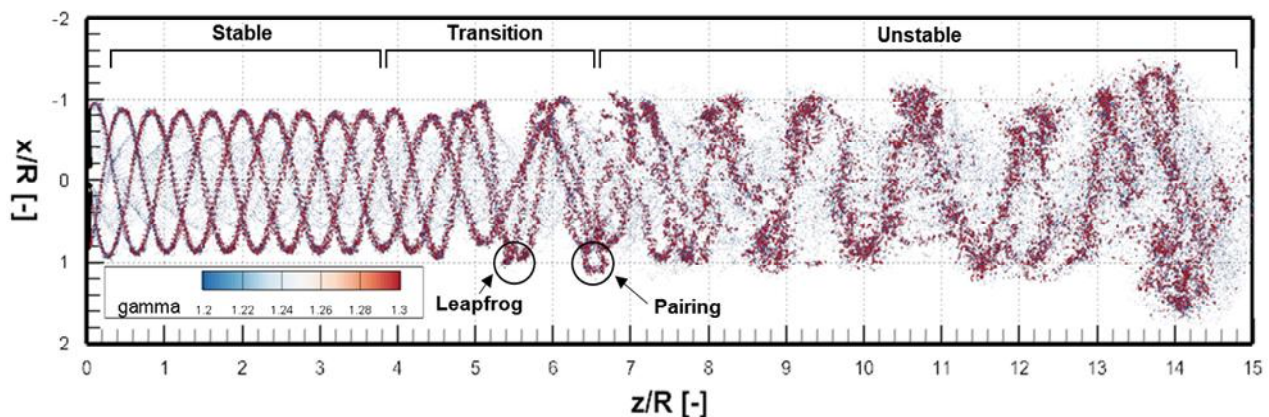


Fig. 5. Wake structure of XV-15 rotor blade in hover

Table 3. XV-15 rotor simulation conditions in transit on area

Tilt angle [deg.]	Wind speed [m/s]	Collective pitch angle [deg.]	Rotation speed [rpm]
15	65.45	24.17	597
30	56.07	20.33	597
45	46.62	16.5	597
60	37.17	12.67	597

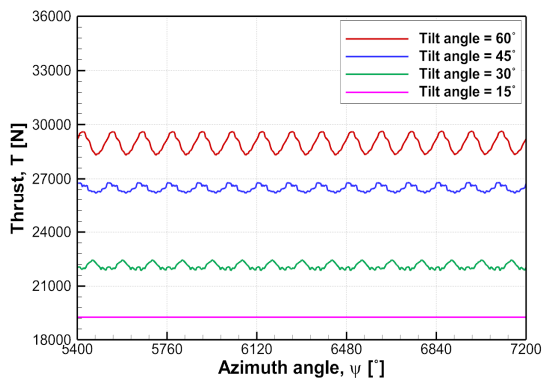


Fig. 7. Time history of the total thrust of rotor blade at different tilt angles

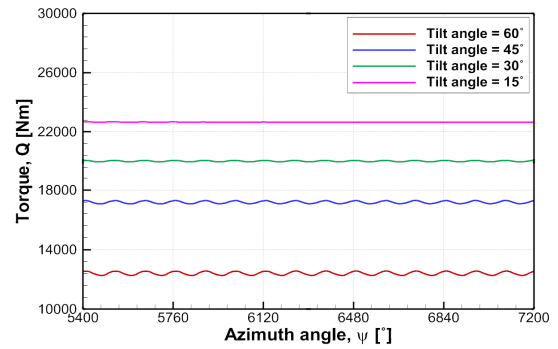


Fig. 8. Time history of the total torque of rotor blade at different tilt angles

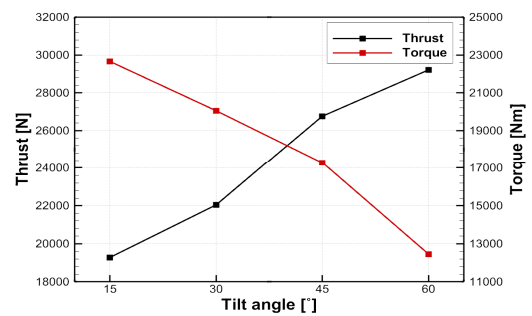


Fig. 9. Comparison of thrust and torque depending on tilt angles

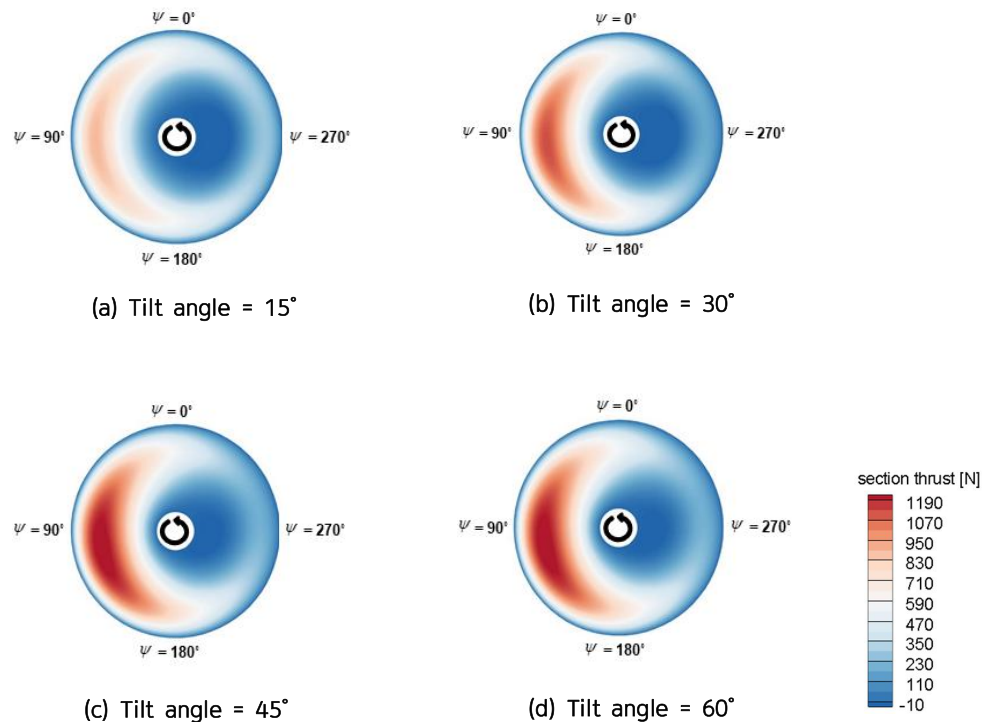


Fig. 10. Comparison of thrust contour of rotor blade depending on tilt angles

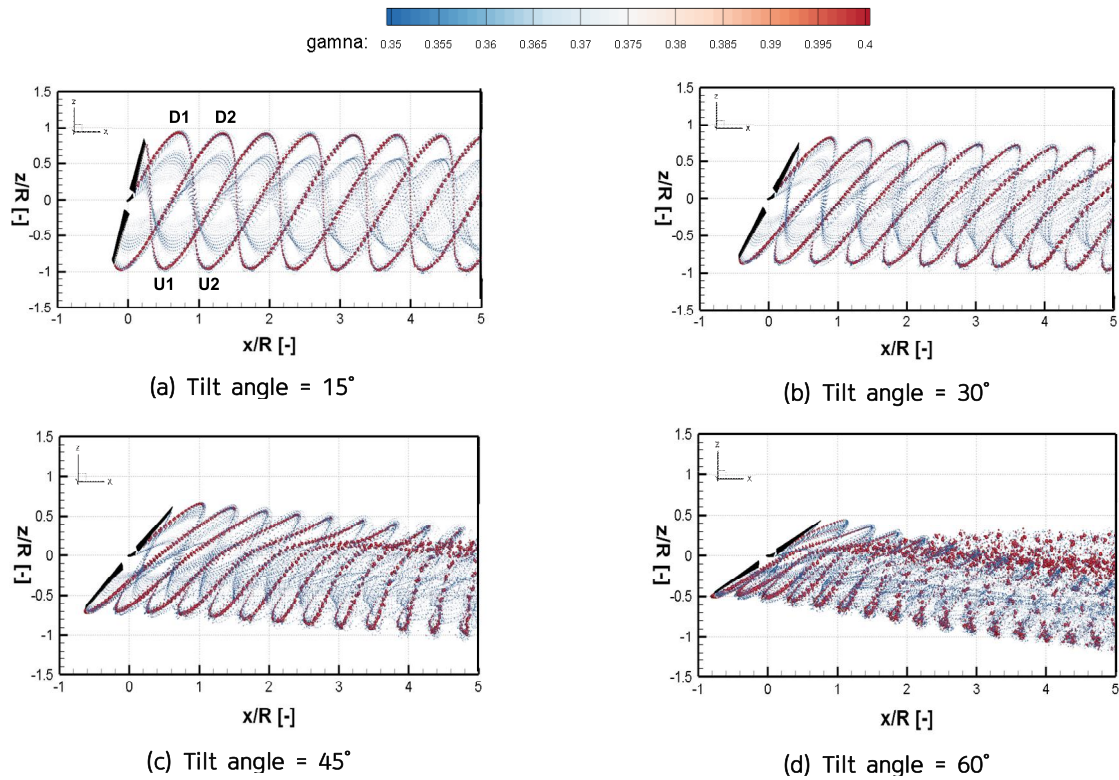


Fig. 11. Comparison of wake structure in X-Z plane depending on tilt angles

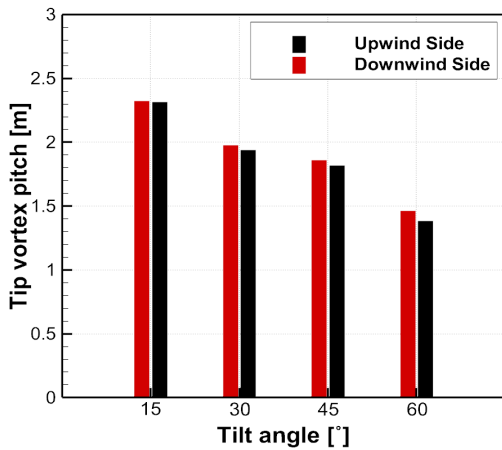


Fig. 12. Comparison of tip vortex pitch distance with tilt angle

반면 틸트 각도가 증가할수록 토크 값은 감소하는 것을 확인하였다. 블레이드 유효 받음각이 증가했음에도 불구하고, 로터가 회전함에 따른 전진비 및 유해항력의 감소가 영향을 미친 것으로 파악된다. 틸트 각도에 따른 비정상 공력 하중 발생과 진폭 증가의 원인을 분석하기 위해 전산 해석 마지막 바퀴 회전의 결과를 이용하여 로터 회전면에서의 추력 분포를 Fig. 10에 나타내었다. 여기서 방위각은  $\psi$ 로 표기했으며, 자유류 방향을 고려했을 때, Downwind Side 지점의 방위각을  $0^\circ$ 로 정의하였다.

모든 틸트 각도 조건에서 로터 회전면의 비대칭적인 추력 분포를 확인할 수 있었으며, 이는 앞선 Fig. 7, Fig. 8의 공력이 주기적으로 진동한 원인으로 파악된다. 또한, 틸트 각도가 증가할수록 추력의 세기와 비대칭성이 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 로터와 유입류 사이의 틸트 각도로 인해 전진면(Advancing Side)과 후퇴면(Retreating Side)이 형성되고, 틸트 각도가 증가할수록 상대 속도 차이가 증가하기 때문이며, 증가된 추력의 비대칭성은 공력의 진폭 증가를 유발한 것으로 추측된다. 또한  $r/R=0.8$  부근에서의 공력의 Peak 현상과 Tip Loss로 인한 블레이드 끝단에서 추력의 급격한 감소를 확인할 수 있었다. 반면 앞선 공력해석 모델 검증 결과와 같이, 사용한 공력해석 기법의 한계로 인해 모든 틸트 각도 조건에서 압축성 효과에 의한 유동 특성을 고려할 수 없었다. 하지만 틸트 각도에 비례하여 변화하는 공력의 크기 및 비대칭성은 CFD 해석 결과와 비교하였을 때, 그 경향성이 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다[22].

### 2.3.2 틸트 각도에 따른 후류 거동 예측

Figure 11은 틸트 각도에 따른 후류의 구조를 XZ 평면에서 나타내었다. Fig. 12의 틸트 각도  $15^\circ$ 와  $30^\circ$  조건의 경우 로터로부터 약 5R 지점까지 주기적인 나선형의 후류 구조가 생성 및 유지되는 것을 확인할 수 있었다. 하지만 틸트 각도  $45^\circ$ 와  $60^\circ$  조건의 경우 틸트 각도가 커짐에 따라 비대칭적인 후류 구조가 발달하였고, 나



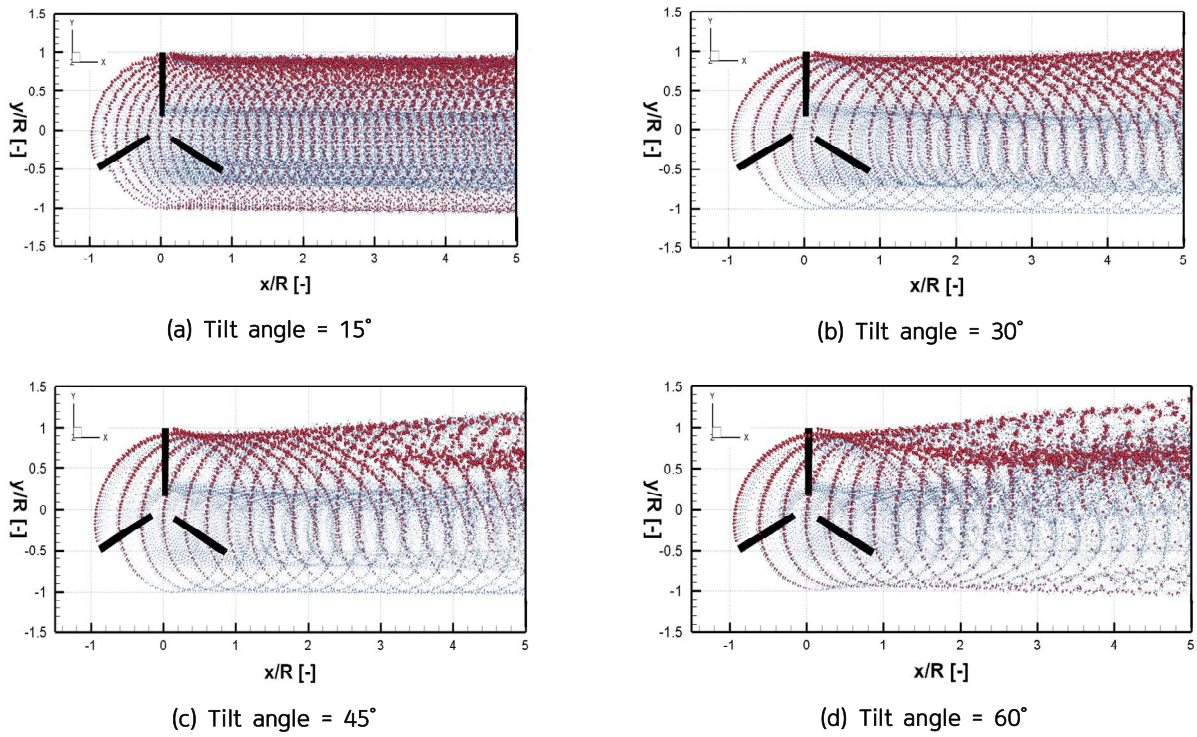


Fig. 13. Comparison of wake structure in X-Y plane depending on tilt angles

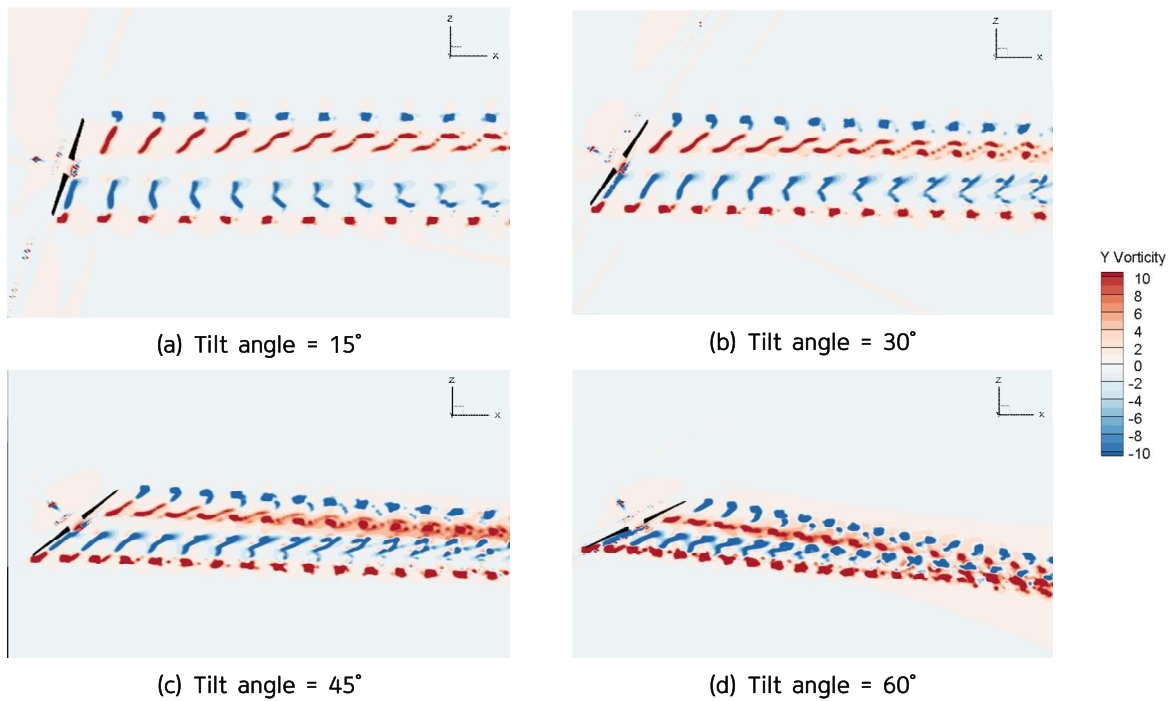


Fig. 14. Comparison of vorticity contour in X-Z plane depending on tilt angles

선형의 후류 구조가 조기에 붕괴(Tip Vortex Breakdown)되며, 로터 블레이드에서 발생하는 반경 방향으로의 Tip Vortex 수축이 증가하였다. 결과적으로 틸트 각도가 증가

함에 따라 로터 블레이드에 작용하는 공력 하중의 비대칭성이 증가하였고, 이로 인해 Upwind Side, Downwind Side에서의 후류 세기 차이, Tip Vortex의 피치 거리의 증가

로 불안정한 후류 구조가 생성되었다. 서로 다른 크기의 후류 구조가 발달함에 따라 후류 입자 간의 간섭현상이 활발하게 발생하였고, 결과적으로 나선형 후류 구조 붕괴가 촉진되었다.

Figure 12는 틸트 각도 변화에 따라 로터 블레이드의 Upwind Side와 Downwind Side에서의 Tip Vortex의 피치 거리를 비교한 결과이다. Upwind Side와 Downwind Side는 각각 로터가 회전함에 따라 자유류와 먼저 접촉하는 방위각  $180^\circ$  지점과 가장 늦게 접촉하는 방위각  $0^\circ$  지점을 의미한다. 피치 거리를 측정할 지점은 Fig. 11의 (a)에 U1과 U2, D1과 D2로 표현하였으며, 모든 틸트 각도 조건에서 동일하게 지정하였다. 각각의 지점에 대한

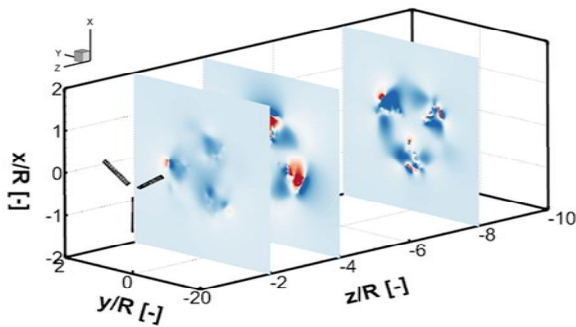


Fig. 15. Velocity contours in the z-direction downstream at tilt angle of  $0^\circ$

피치 거리를 측정된 결과, 틸트 각도가 증가할수록 두 지점에서의 피치 거리는 감소하였으며, Upwind Side 및 Downwind Side 간 피치 거리의 차이도 비례하여 증가하는 것을 확인하였다. 이를 통해, 피치 거리 변화로 인해 발생한 와류 간 상호작용과 Upwind Side와 Downwind Side 사이의 비대칭성 증가는 불안정한 후류 발생의 원인이 되었음을 정량적으로 확인할 수 있었다.

Figure 13은 XY 평면에서의 틸트 각도에 따른 후류 예측 결과이다. 틸트 각도가 증가할수록 회전축 기준 생성되는 와류 입자의 세기가 비대칭적인 것을 다시 한번 확인할 수 있었다. 비대칭적인 후류의 생성과 더불어 Y 축(반경) 방향으로 와류 입자의 확산도 증가하였다. 이는 회전축 방향으로의 유입류 속도가 감소하여 와류 입자의 확산 속도가 감소한 것이 원인으로 판단된다. Fig. 14는 와도장(Vorticity Contour)을 활용하여 로터 후류를 분석한 결과이다. 앞선 Fig. 11의 후류 거동과 마찬가지로 XZ 평면에서 로터 하류 방향으로 와도가 형성 및 확산되는 것을 확인할 수 있었다. 또한 틸트 각도가 증가할수록 와도의 세기가 증가하며, 와도 간의 상호간섭이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 와도 끝단에서 뚜렷한 불규칙성이 관찰되었다.

앞서 모사한 후류 구조와 같이, 천이영역의 로터 블레이드에서 발생한 비대칭적인 와류는 로터 후방에 위치한 틸트로터 항공기의 날개 및 동체의 공력 특성에도 상당

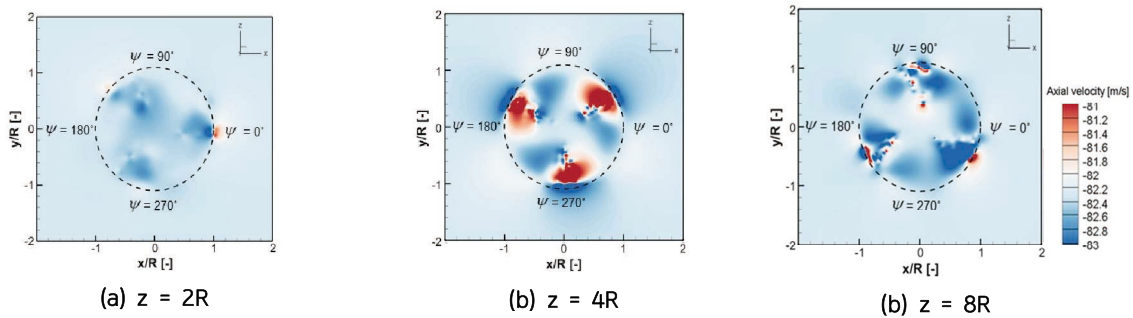


Fig. 16. Axial streamwise velocity contour at tilt angle of  $0^\circ$

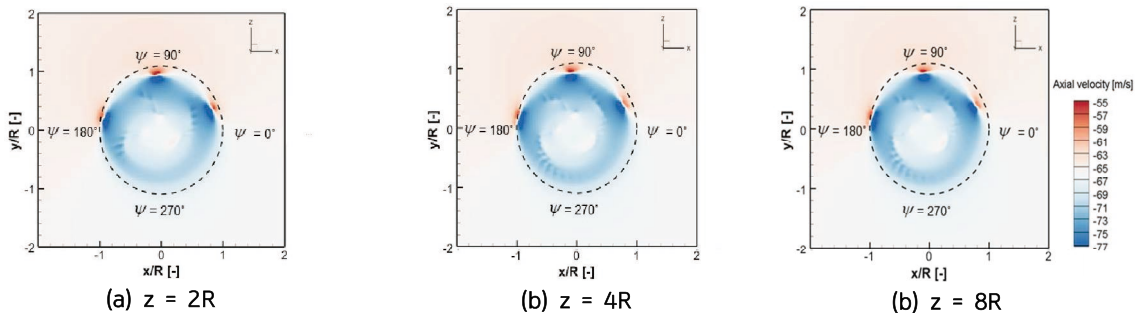


Fig. 17. Axial streamwise velocity contour at tilt angle of  $15^\circ$

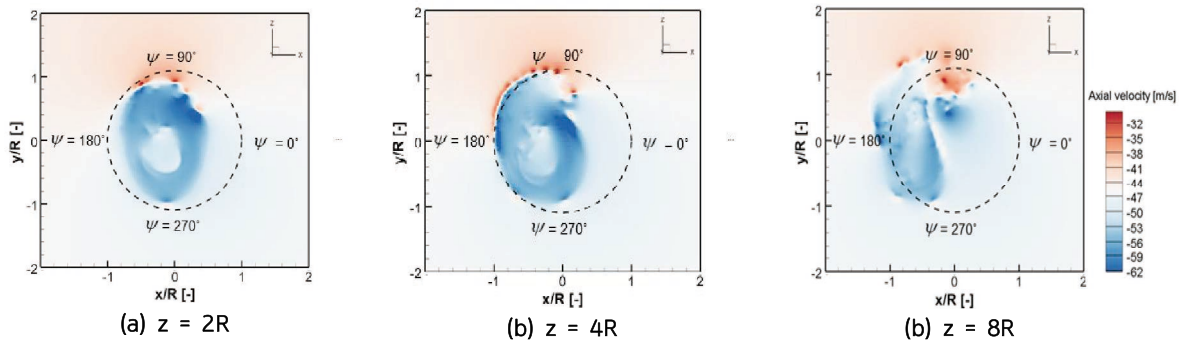


Fig. 18. Axial streamwise velocity contour at tilt angle of  $45^\circ$

한 영향을 미친다. 따라서 틸트로터 항공기의 정확한 비행 성능을 예측하기 위해서 후방의 유동 특성을 분석하는 것이 중요하다. 틸트 각도  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $45^\circ$  조건에서 회전축 방향의 로터 블레이드로부터 거리에 따른 속도 분포 변화를 분석하였다. Fig. 15는 유동의 속도 변화의 분석을 위해, 틸트 각도  $0^\circ$  조건에서 로터의 회전축 방향에 따른 속도장 배치를 나타낸 그림이다. 속도장은 XY 평면과 평행함에 따라 유입류와 수직이며, 로터 블레이드로부터 각각 2R, 4R, 8R 떨어진 거리에 위치하였다. 나머지 틸트 각도 조건에서도 동일한 위치와 방향으로 속도장을 배치하였다. 이 같은 조건으로 틸트 각도  $0^\circ$ 에서의 거리에 따른 후류 속도 분포 해석한 결과는 Fig. 16과 같다. 높은 전진비로 인해 틸트 각도  $0^\circ$  조건에서 회전축 방향의 속도가 가장 큰 것을 확인할 수 있고 로터 디스크 형태에 따라 대칭적인 속도의 분포가 발달하였다. 또한 3매의 블레이드가 회전한 직후 속도의 Peak가 발생하는 현상을 확인하였다. 이는 블레이드의 Upper Surface와 Lower Surface 사이의 큰 압력 차와 더불어 뒷전에서 발생한 와도의 영향으로 인해 속도가 급격히 증가한 것으로 판단된다.

반면 틸트 각도가 존재하는 조건에서의 속도 분포 해석 시, Fig. 16과 다른 경향성을 확인할 수 있었다. Fig. 17, Fig. 18은 각각 틸트 각도  $15^\circ$ ,  $45^\circ$  조건에서의 속도 분포 해석 결과이다. 틸트 각도  $15^\circ$  조건에서 방위각  $180^\circ$ 와  $360^\circ$  사이 지점에서의 Z 방향으로의 속도 성분의 Peak가 발생한 것을 확인하였다. 또한 로터의 회전 중심 기준으로 -X 방향으로 편향적인 속도 분포를 나타내는 것을 관측하였는데, 틸트 각도가 증가할수록 후류가 하류로 전파되는 정도가 증가한 것으로 보인다. 또한 전진면과 후퇴면 간의 속도 편차가 증가하는 것을 확인하였다. 이는 각 구간에서의 공력 및 후류의 비대칭적인 발달로 인한 유도 속도 상승이 원인인 것으로 판단되며, 후류의 불안정한 전파의 원인으로 작용하였다. 틸트 각도  $45^\circ$  조건에서의 하류 속도 분포는 원형의 로터 디스크 형태가 아닌 강낭콩 형태(Kidney-Shape)로 비대칭적으로 발달하는 것을 확인할 수 있으며, 이러한 현상은 하

류로 갈수록 심화되었다. 이러한 비선형적인 속도 분포는 유입류와 로터 블레이드의 회전축 사이의 각도가 증가함에 따라 Tip Vortex의 세기가 증가하였고, 특히 방위각  $90^\circ$ 와  $270^\circ$  지점에서 Tip Vortex가 로터의 회전 중심 방향으로 회전하는 소용돌이 형태로 발달한 것이 원인인 것으로 보인다. 이러한 비대칭적인 소용돌이 형태의 Tip Vortex는 모사된 후류 구조를 통해 확인할 수 있었다.

### III. 결 론

본 연구에서는 패널법과 비정상 와류 입자법을 이용하여 단일 틸트로터의 천이영역에서의 공력 특성 분석과 후류 거동의 예측을 수행하였다. 패널법을 활용하여 해석모델인 XV-15 틸트로터를 모델링 하였고, 풍동시험 및 CFD 해석 결과와 비교하여 제자리 비행 조건에서 패널법의 공력해석 검증을 수행하였다. 로터 블레이드의 시위 길이에 따른 압력 분포의 경우 CFD 해석 값과 대부분의 구간에서 일치하는 것을 확인하였다. r/R에 따른 추력 계수 해석 시 Collective Pitch Angle이 증가할수록 단면 추력 계수를 과대 예측하였고, 추력 계수와 비교하였을 때 토크 계수의 과소 예측을 확인하였다. 이를 제외한 구간에서는 실험값 및 CFD 해석 값과 유사한 경향성을 나타내었다. 천이영역에서의 틸트로터의 비행 특성을 분석하기 위해 틸트 각도에 따른 공력해석 및 후류 거동 모사를 수행하였다. 틸트 각도가 증가할수록 방위각에 따른 공력이 일정한 주기성을 가지고 진동하는 것을 확인하였고, 이는 틸트 각도가 증가할수록 로터에서 발생하는 공력의 세기 및 비대칭성이 증가한 것이 원인으로 파악된다. 비대칭적인 공력 분포는 후류 형상에도 영향을 끼쳤다. 틸트 각도가 증가할수록 와류 입자의 크기가 증가하였고, 비대칭적인 후류 발달로 인해 나선형의 후류 구조가 조기에 붕괴되는 현상을 확인하였다. 이러한 불안정한 후류의 거동 및 특성은 속도장 및 와도장을 통해 수치적으로 분석할 수 있었다.

본 연구에서는 천이영역에서의 틸트로터의 비행 특성

분석을 진행하였지만, 점성 소산의 영향으로 확산되는 후류 입자의 강도 변화는 고려하지 않았고 단일 로터만 고려한 한계를 가진다. 따라서 향후 연구에서는 후류 입자의 소산을 고려하고 실제 틸트로터 항공기의 천이영역에서의 비행을 구현하기 위해, 와류 입자법 모델을 개선하고 한 쌍의 틸트로터와 동체 형상을 고려한 전기체에 대한 천이영역 비행 시뮬레이션을 수행할 계획이다.

## 후 기

이 논문은 2023년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(No. KRIT-CT-22-082, 고속장거리 기동헬기 개발 기술(Buid-I)-강제 동축 주로터 시스템 설계/제작 기술).(기여도 50%) 본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 신진연구지원사업의 지원을 받아 수행되었습니다(2021R1C1C1010198).(기여도 30%) 본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 선도연구센터지원사업의 지원을 받아 수행되었습니다(2017R1A5A1015311).(기여도 20%)

## References

- 1) Piatak, D. J., Kvaternik, R. G., Nixon, M. W., Langston, C. W., Singleton, J. D., Bennett, R. L. and Brown, R. K., "A Wind-Tunnel Parametric Investigation of Tiltrotor Whirl-Flutter Stability Boundaries," *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, 2001.
- 2) 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.
- 3) Acree Jr, C. W., R. J. Peyran, and Wayne Johnson, "Rotor Design Options for Improving XV-15 Whirl-Flutter Stability Margins," *No. NASA/TP-2004-212262*, 2004.
- 4) 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*, 2023.
- 5) Johnson, W., "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads," *American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Meeting, Atlanta, Georgia*, 2000.
- 6) Johnson, W., "Calculation of the Aerodynamic Behavior of the Tilt Rotor Aeroacoustic Model

(TRAM) in the DNW," *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, 2001.

7) Garcia, A. J. and Barakos, G. N., "Numerical Simulations on the ERICA Tiltrotor," *Aerospace Science and Technology* 64, 2017, pp. 171~191.

8) Jia, F. and Moore, J., & Wang, Q., "Assessment of Detached Wddy Simulation and Sliding Mesh Interface in Predicting Tiltrotor Performance in Helicopter and Airplane Modes," *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021.

9) Gates, S., "Aerodynamic Analysis of Tiltrotors in Hovering and Propeller Modes using Advanced Navier-Stokes Computations," 2013.

10) Xu, P., Yang, Y., Zhou, J. and Zhou, G., "Aerodynamic Characteristic Analysis of V-22 Tilt-Rotor Aircraft in Hover," *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 2280, No. 1, IOP Publishing, 2022.

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

13) Massaro, A. and D'Andrea, A., "Multi-Point Aerodynamic Optimization by Means of Memetic Algorithm for Design of Advanced Tiltrotor Blades," 2013.

14) 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.

15) Kang H. J., "Aerodynamic Analysis of the Tilt Prop in Transtion Maneuver of the OPPAV," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 4, 2022, pp. 1~8.

16) 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.

17) Kaul, U. K., "Effect of Inflow Boundary Conditions on Hovering Tilt-Rotor Flows," *Proceedings of the 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD7, Big Island, Hawaii*, 2012, pp. 1~19.

18) Felker, F. F., Betzina, M. D. and Signor, D. B., "Performance and Loads Data from a Hover Test of a Full-Scale XV-15 Rotor," *No. NAS 1.15: 86833*, 1985.

19) Light, J. S., "Results from an XV-15 Rotor Test in The National Full-Scale Aerodynamics Complex," *AHS, Annual Forum, 53 rd, Virginia Beach, VA*, 1997, pp. 231~239.

20) 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.

21) Felli, M., Camussi, R. and Di Felice, F., "Mechanisms of Evolution of the Propeller Wake in the Transition and Far Fields," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 682, 2011, pp. 5~53.

22) 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, 2019.