



## 틸팅각에 따른 로터 블레이드 주위의 유동장 해석

유영현,<sup>\*1</sup> 최종욱,<sup>2</sup> 김성초,<sup>2</sup> 김정수<sup>2</sup>

### FLOW ANALYSIS AROUND THE ROTOR BLADE WITH TILT ANGLES

Y.H. Yoo,<sup>\*1</sup> J.W. Choi,<sup>2</sup> S.C. Kim<sup>2</sup> and J.S. Kim<sup>2</sup>

The changing process from hovering mode to transition one is of importance to determine a stability of tilt-rotor aircraft, which is utilized in UAV(Unmanned Aerial Vehicle). The analysis on fluid flows and aerodynamic characteristics according to variation of tilting angle of rotor is essential step in development of tilt-rotor. In the present study, the computation domain is divided into the rotating and stationary regions in order to consider the rotating blades. For the convenient realization of various tilting angle as well as application of boundary condition, the whole computation region is constructed into sphere domain. The near farfield boundary condition is adopted. The airfoil used in computation is NACA 0012. The computation results for the hovering mode are validated by comparing with previously conducted experimental results. From the results, the flow fields around rotor blade and the aerodynamic characteristics in transition mode are observed. The computational result will provide the basis for development and performance evaluation of tilt-type aircraft.

**Key Words :** 틸트로터(Tilt rotor), 틸팅각(Tilting angle), 로터 블레이드(Rotor blade), 추력계수(Thrust coefficient)  
압력계수(Pressure coefficient)

### 1. 서 론

틸트로터형 비행체는 회전하는 로터(rotor)와 나셀(nacelle)이 주의의 한점을 기준으로 하여 0도에서 90도까지 회전함으로서 수직 이착륙 비행과 전진 비행이 가능한 항공기이다. 정지되어 있는 날개를 중심으로 하여 회전하고 있는 로터 블레이드가 또 다른 축을 기준으로 90도 회전하는 형태이므로 날개 주위에는 비정상 3차원, 비선형, 천음속 유동 등의 복잡한 유체 유동이 형성 되어지고 이러한 회전 유동시 블레이드에서 발생하는 후류가 주의의 대부분에 영향을 미치게 된다. 그러므로 호버링 모드(hovering mode)에서 천이모드(transition mode)로 전환되는 과정은 비행체의 안정성을 결정하는데 매우 중요한 역할을 한다. 이를 위하여 로터의 틸팅각에 따른 블레이드 주위의 유동해석과 공력특성을 파악하는 것은 필수적이라 할 수 있다. 틸트로터와 같은 신개념 비행체의 수치해석은 여러 방면에서 많은 연구가 진행되어 졌고, 특히

NASA Ames Research Center에서 V22 개발을 위하여 많은 연구가 진행되었다. 틸트로터에 대한 선행 연구로 Johnson[1]은 3개의 블레이드로 구성된 V22 항공기에 대한 순항모드와 호버링 모드에 대한 실험과 해석을 병행하여 연구를 수행하였다. 호버링 모드에 대한 데이터들이 주를 이루며 전진비행에 대한 연구 결과들도 포함되어 있다. Meakin[2]은 V22 항공기의 호버링 모드에서 겹침격자 기법을 이용하여 계산을 수행하였으며 플래이 고려된 주의 주위의 유동장에 대하여 가시화 하였다. 그 외에 많은 연구들이[3~5] 진행되어 왔지만 호버링 모드 및 전진 순항모드에서의 연구만이 주를 이루며, 틸팅각 변화에 따른 연구는 아직 미흡한 상태이다. 본 연구에서는 회전하는 로터 블레이드의 호버링 상태에 대한 수치해석을 수행하여 결과를 검증하였으며, 계산 결과 및 계산 방법을 응용하여 천이모드에서의 수치계산을 수행하였다. 블레이드는 NACA 0012를 사용하였으며, 호버링 상태에서의 계산 결과를 Carradonna and Tung의 실험결과[6]와 비교하였다. 천이모드에서의 수치계산을 통하여 틸팅각 변화에 따른 중력 방향의 추력계수 변화와 전진하는 방향의 추력계수 변화를 나타내었다. 또한 각 변화에 따른 유동의 변화를 가시화 하였다.

1 학생회원, 순천대학교 기계자동차공학부

2 정회원, 순천대학교 기계우주항공공학부

\* Corresponding author E-mail: yyh0512@mail.sunchon.ac.kr

## 2. 수치해석

### 2.1 개요

로터 블레이드 유동장 해석에 사용되어진 범용 해석 코드는 CFX version 11.0[7]이며, 3차원 정상상태의 유동해석으로 계산을 수행하였다. 도메인 타입(domain type)은 멀티플 도메인(multiple domain)을 사용하였고, 회전영역과 외부대기 영역으로 나누어 지는 회전기준계(rotating frame of reference)를 사용하였다. 난류모델은  $k - \omega$  모델을 기반으로 하여 항공분야에 적용시키기 위하여 개발되어진 SST(shear stress transport) 모델을 사용하였다.

### 2.2 형상 및 격자계

로터 블레이드의 의형(airfoil)모델은 NACA 0012를 사용하였다. 로터는 2개의 블레이드로 구성되고 비틀림과 테이퍼가 없으며 종횡비는 6이다. 계산은 블레이드 컬렉티브 피치각(collective pitch angle) 8도를 갖고, 마하수 0.439의 경우에 대하여 수행하였다. Table 1은 날개의 제원이며 Fig. 1은 계산에 사용되어진 형상이다. 호버링 모드 계산시 근접원방경계 조건(near farfield boundary condition)의 적용 및 경계조건을 용이하게 하기 위하여 구를 사용하였다. 형상은 크게 두 가지 영역으로 나누어 설계하였다. 블레이드가 포함되어 있는 회전영역(rotating region)과 대기영역인 정지영역(stationary region)으로 구분하였다. 구의 직경은 로터 블레이드 반경의 5배로 정하였으며, 유동이 나가는 영역(outlet)의 반지름은 블레이드 반경의  $1/\sqrt{2}$ 로 정하였다. 천이모드 계산시 적용된 구의 지름은 동일하며, 회전영역(rotating domain)을 0도에서부터 90도까지 10도 간격으로 기울려 계산을 수행하였다. 계산에 사용된 총 격자수는 약 180만개이며, 비정렬 격자를 기본으로 날개형상 표면에 프리즘·격자(prism grid)를 분포시켰다. 비정렬 격자계는 격자배치의 불규칙성으로 인하여 원하는 유동영역에 대해 조밀한 배치가 가능하여, 로터 후류 유동 뿐만 아니라 블레이드에서의 정확한 공력 성능 예측이 가능한 장점이 있다. 로터 블레이드는 반경방향으로 속도가 선형적으로 변화하므로 점

Table 1 Dimensions of the rotor blade

Airfoil	NACA 0012
Radius [m]	1.173
Chord [m]	0.1905
AR	6
RPM	1250
Tip Speed [M]	0.439
Twist Angle [°]	0
Taper	0

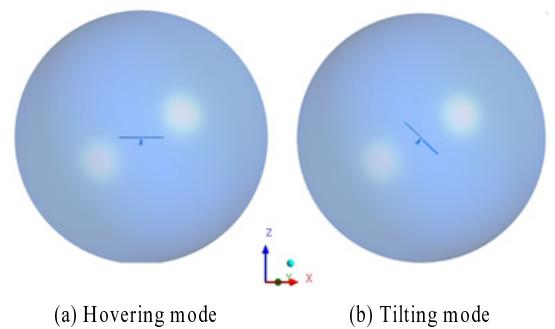


Fig. 1 Geometric models in the computational domain

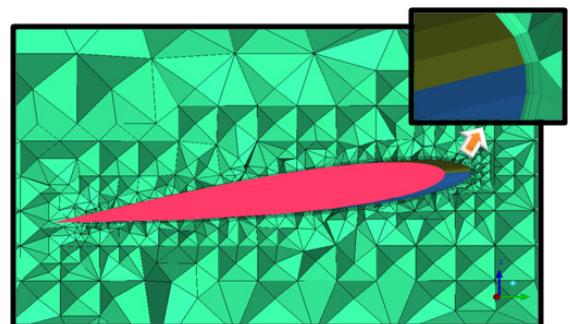


Fig. 2 Grids around the blade

성 유동해석시  $y^+$  값 차이로 인해 수렴성과 결과 값에 영향을 줄 수 있다[5]. 그래서  $y^+$  값 첫 격자의 높이를  $5 \times 10^{-4}$ 을 주었다.

### 2.3 경계조건

외부 원방경계는 정지하고 로터만 회전하여 그 회전에 따라 질량유량의 입출 흐름만 고려되어졌다. 원방 경계조건은 계산 영역으로 유입된 유동이 로터 아래로 완만하게 유출되지 않게 되면, 유동은 박스 안에서 순환하는 듯한 현상으로 발생되어 수렴성에 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 Srinivasan 등[8] 이 제안한 3차원 point-sink와 운동량 이론을 이용한 근접원방경계 조건을 사용하였다. 유입조건은 질량과 운동량 보존 법칙으로부터 유도 되어지며, 식(1)과 같다.

$$V_{inflow} = \frac{V_{Tip}}{4} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \left( \frac{R}{d} \right)^2 \quad (1)$$

여기서  $V_{Tip}$ 은 블레이드 끝단에서의 속력이며,  $C_T$ 는 추력계수,  $R$ 은 중심에서 블레이드 끝까지의 반지름,  $d$ 는 구(sphere)의 반지름이다. 배출속도는 식 (2)와 같다.

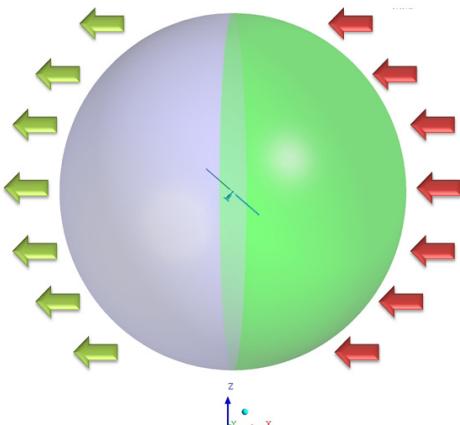


Fig. 3 Boundary condition at the transition mode

$$V_{outflow} = 2 V_{Tip} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (2)$$

천이모드시 경계조건은 Fig. 3과 같이 원방경계 조건을 응용하였다. 틸팅되는 각에 따라 전진 방향에 대해 반대방향 속도 성분의 30%를 외부 경계조건으로 설정하였다. 이와같은 조건으로 틸팅각이 변함에 따라 전진속도가 달라진다.

### 3. 해석 결과

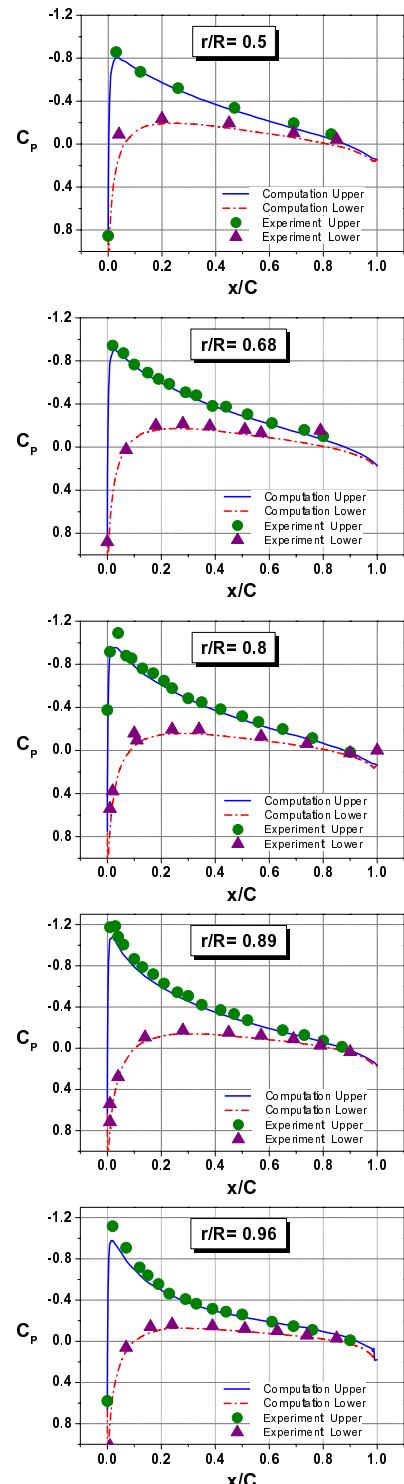
#### 3.1 호버링모드 결과 (해석 모델의 검증)

근접원방경계 조건을 이용한 호버링 모드에서의 계산 결과를 Carradonna and Tung의 실험결과[6]와 비교하였다. Table 2는 실험결과와 계산결과의 추력계수를 보여준다. 실험값과 -0.00009(1.98%)오차를 나타내었다. Fig. 4은 콜렉티브 피치각 8도, 깃꼴 마하수 0.439, 회전속도 1250 rpm에서 날개표면 압력데이터를 추출하여 로터의 중심으로 부터 스펜반향으로 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96 위치에서 압력계수( $C_p$ )를 나타내고 있다.

실험데이터에서 나타난 소�数점 4자리까지의 정확한 표현을 위하여 압력값 수렴오차를  $10^{-5}$ 까지 계산하였고, 블레이드 위아래 면에 monitoring point를 두어 압력값이 일정해 질때 까지 계산을 수행하였다. 모든 구간에서 실험값과 계산값이 거의 일치하였다.

Table 2 Comparison of thrust coefficient ( $\theta_c = 8^\circ$ ,  $M_{Tip} = 0.439$ )

	Experiment[6]	Computation
$C_T$	0.00460	0.00469

Fig. 4 Comparison of  $C_p$  on the surface of a rotor-blade with experimental data( $\theta_c = 8^\circ$ ,  $M_{Tip} = 0.439$ , 1250 rpm)

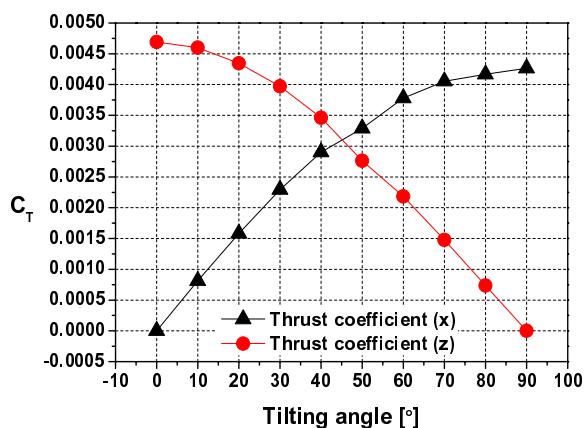


Fig. 5 Thrust coefficients for forward(x) and vertical(z) directions

### 3.2 천이모드 결과

회전영역을 0도에서부터 90도까지 10도 간격으로 기울여 계산을 수행하였다. Fig. 5는 틸팅각에 따른 전진방향의 추력 계수와 수직방향의 추력계수를 나타낸 것이다. 전진방향은 90도에서 최고 0.004264의 추력값을 나타내며 50도 영역까지 직선 형태로 증가하는 경향을 보이며, 60도 이후 부터 큰 증가를 보이지 않는 것으로 나타났다. 중력 방향에서는 최고 추력값 0.004691에서 점차 떨어지는 경향을 보이며 30도 부터 추력이 선형적으로 감소하는 경향을 보였다. 두 그래프는 변화각에 따라 대략적인 반비례 형태를 가지는 것을 볼 수 있다. Fig. 6은 틸팅각 변화에 따른 유선의 흐름을 나타내었다. 0도는 호버링 상태에서의 유동흐름을 나타내고 있으며 10도 이후부터는 틸팅각 변화에 따른 결과를 나타낸 것이다. 0도에서는 큰 와류가 발생한 것을 볼 수 있는데 이는 원방경계 조건으로 인하여 계속적으로 들어오는 유동의 영향이다. 10도부터 60도 까지는 와류가 발생한 것을 볼 수 있다. 이는 앞에서 뒤쪽으로 흘르는 유동의 속도에 비해 로터 아랫면에서 발생하는 유동의 속도가 매우 빠르므로 앞에서 불어오는 유동이 통과하지 못하고 와류를 발생시키는 것으로 보인다. 10도에서는 전진하는 속력이 매우 느림으로 호버링 상태에서 보이는 유동과 유사한 유동 형태를 보였다. 20도 영역에서는 10도에 비해서 와류의 크기가 줄었음을 볼 수 있고 전진 속도가 112% 증가하였다. 30도에서는 오른쪽에서 와류가 발생하고 왼쪽은 거의 사라짐을 볼 수 있는데 왼쪽 와류는 앞에서 뒤쪽으로 흘르는 유동이 점차 빨라짐으로 인하여 로터 아랫면으로 발생하는 유동의 속도에 크게 영향을 받지 않고 후류 방향으로 빠져 나가는 것으로 보인다. 40도 역시 동일한 형태이며 왼쪽에 발생하였던 와류는 거의 사라졌음을 볼 수 있다. 50도에서는 오른쪽에 발생하는 와류의 강도가 약해졌음을 볼 수 있는데 이는 틸팅각이 커짐에 따라 전진 앞에서 뒤쪽으로 흘

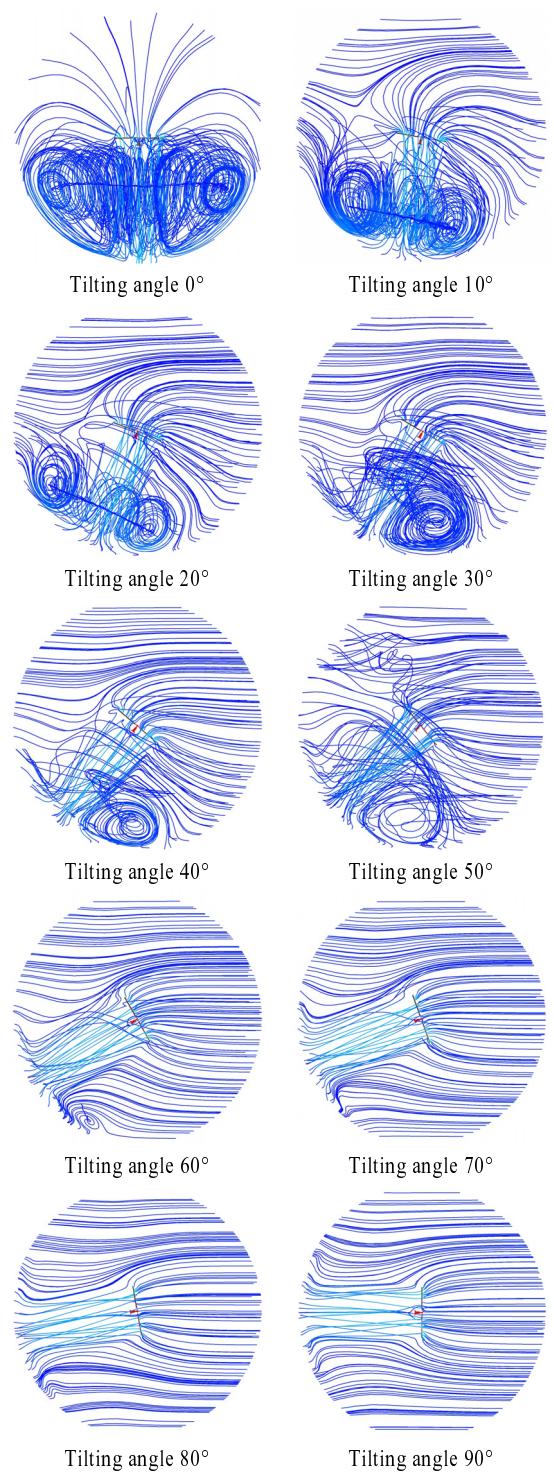


Fig. 6 Streamline in sphere with tilting angle



는 유동을 방해하였던 로터 아랫면유동의 속도각 역시 커지면서 와류강도가 약해진 것으로 보인다. 60도에서는 오른쪽에 발생하였던 와류가 거의 사라졌음을 볼 수 있는데 유동의 대부분이 방해를 받지 않고 빠져나감을 알 수 있다. 60도 이후부터는 추력계수의 결과에서 볼 수 있듯이 큰 변화 없이 유동이 흘러가는 것을 볼 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 비틀림과 테이퍼가 없는 NACA 0012 블레이드를 이용하여 호버링모드 및 천이모드에서의 계산을 수행하였다. 호버링모드에서의 계산 결과는 기존 연구의 실험값과 비교하여 일치함을 보였다. 천이모드에서는 틸팅각에 따른 유동장을 해석 하였으며 추력계수 값을 그래프로 나타내었다. 또한 틸팅각 변화에 따른 유동흐름을 가시화 하였다. 전진방향 추력계수 분포는 60도 경사까지는 직선 형태로 증가하다가 이후부터 큰 추력의 차이가 없음을 보였다. 또한 60도 이후부터는 틸팅각이 커짐에 따라서 로터 아랫면으로 발생하는 유동 흐름의 방해가 심하지 않아 와류가 발생하지 않는 것을 보았다. 70도 이후 부터는 큰 변화없는 흐름을 보였다. 수직 방향에서 추력계수의 변화는 30도 이후부터 크게 변화함을 볼 수 있었다. 또한 천이모드 완료 형태인 90도 에서는 거의 0에 가까운 추력을 보였다. 이와 같이 블레이드 주위의 유동장 특성을 파악할 수 있었으며, 특히 천이모드에서의 공력특성을 전반적으로 이해할 수 있었다. 본 연구의 결과는 다양한 틸트로터형 비행체 개발 및 성능 개석체계에 기초적인 자료가 될 것으로 기대된다.

#### 후 기

이 논문은 2008년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신 역량 강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음.

#### 참고문헌

- [1] 2000, Johnson, W., "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model(TRAM DNW) Performance, Airloads and Structural Loads," *American Helicopter Society Aeromechanics Specialist's Meeting, Atlanta, Georgia*
- [2] 1995, Meakin, R.L., "Unsteady Simulation of the Viscous Flow About a V-22 Rotor and Wing in Hover," *AIAA95-3463*
- [3] 2005, Ko, S.H., Ahn, S.W. and Kim, B.S., "Numerical analysis of Aerodynamic Performance for Tilt Rotor Aircraft in Hovering Mode," *KSAS*, Vol.34, pp.8-17.
- [4] 2002, Potsdam, M.A. and Strawn, R.C., "CFD Simulations of tiltrotor configurations in hover," *Annual Forum Proceedings-American helicopter society*.
- [5] 2006, Kim, C.W. and Chung, J.D., "Aerodynamic Analysis of Tilt\_Rotor Unmanned Aerial Vehicle with Computational Fluid Dynamics," *KSME*, Vol.20, No.4, pp.561-568.
- [6] 1981, Carradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA Technical Memorandum 81232*, National Aeronautics and Space Administration.
- [7] 2007, *Ansys CFX, Release 11.0 Reference guide.*, CFX Inc..
- [8] 2006, Jung, H.J. et al., "Design-oriented aerodynamic analysis of helicopter rotor in hover," *KSCFE Journal*, Vol.11-3, pp.1-7
- [9] 1993, Srinivasan, G.R. and Ahmad, J.U. "Navier-Stokes Simulation of Rotor-Body Flowfield in Hover Using Overset Grids," *9th European Rotorcraft Forum*, Sep.14-16, pp.C15.1-15.11.