

# 포텐셜 패널과 와류 조각 연계방법을 이용한 로터 공력 해석

## Potential Panel and Vortex Particle Coupling Analysis for Rotor Aerodynamics

장 지 성\*      정 인 재\*\*      이 덕 주\*  
Ji Sung Jang      In Jae Chung      Duck Joo Lee

### ABSTRACT

Rotor wake causes unsteady aerodynamics of rotor blade. So, accurate prediction of wake is very important and vortex method is good solution for this problem. Aerodynamic force of the rotor blade is calculated by potential panel method and the rotor wake is simulated by vortex particle method. The vortex particle method is easier to treat wake-body interaction and has better performance to expect the effect of ground and fuselage interaction. Rotor in hovering and forward flight condition is simulated through these methods. Thrust and surface pressure of rotor are compared with experiment data.

Keywords : Rotor(회전날개), Vortex method(와류방법), Aerodynamics(공기역학)

### 1. 서론

항공기는 크게 고정익과 회전익기로 나눌 수 있다. 고정익기는 장거리 수송 및 운송에 많이 사용되고 있으며 회전익기는 고정익기에 비해 짧은 이착륙 거리, 정지 비행과 기동성 등의 장점으로 인하여 군용 전술 무기체계로 사용되었을 뿐 아니라 민간용으로 긴급구조, 수송 및 산불진화 등에도 많이 활용되고 있다. 이러한 고정익기와 회전익기의 장점들을 취하여 고안된 항공기가 바로 자이로다인(Gyrodyne)과 같은 복합 비행체이다. 복합비행체는 고정익기의 형상에 로터를 추

가한 형상으로 이착륙시는 회전익기와 같이 수직 이착륙을 하며 순항비행 때는 프로펠러와 날개를 이용하여 추력 및 양력을 얻는다. 이때 로터는 자동회전을 하여 양력을 발생시키거나 무하중 회전을 한다. 따라서 복합비행체의 공력특성을 파악하기 위해서는 로터, 프로펠러 및 동체의 유동특성과 이들의 상호 작용을 상세히 분석하여야 한다. 항공기의 공력해석은 크게 CFD와 포텐셜 패널 방법으로 구분된다. CFD는 기체 주변의 점성효과와 천음속 영역에서의 압축성 효과를 고려할 수 있는 장점이 있다. 그러나 계산 시 나타나는 수치적 감쇠(Numerical Dissipation) 때문에 로터 주변의 와류장이 빨리 사라지게 되어 정확한 후류모사가 힘들며 이로 인해 상호 작용을 정확히 모사하기 힘들다. 이러한 수치적 감쇠를 줄이기 위해 조밀한 격자를 이용하게 되지만 많은 수치계산 시간이 필요하게 되어 큰 제한을 받는다. 반면 포텐셜 방법의 경우

† 2013년 4월 11일 접수~2013년 7월 5일 게재승인

\* 한국과학기술원(KAIST)

\*\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 정인재(ijchung@add.re.kr)

점성효과 및 압축성 효과를 고려할 수 없으나 유동박리 등이 없는 포텐셜 유동장에서의 공력 해석이 정확하며 계산시간 또한 빠르다. 그리고 포텐셜 패널과 자유후류법 또는 와류조각법을 연계할 시 로터 후류모사를 정확히 할 수 있다. 자유 후류법은 로터 후류를 와선형태로 표현한 것이며 이들은 서로 연결되어 있기 때문에 로터 후류가 동체와 부딪치는 경우 해석에 어려움이 있다. 이를 개선하기 위한 방법이 와류 조각법으로 각각의 와류 조각들은 개별적으로 움직이기 때문에 동체 안으로 와류 조각이 들어가는 경우 여러 가지 방법으로 처리가 가능하다.

본 논문에서는 향후 복합비행체의 공력해석을 위한 코드를 검증 한다. 복합 비행체의 경우 로터와 동체의 상호 작용이 있기 때문에 포텐셜 패널과 와류조각법 연계방법을 이용하여 해석을 수행한다. 로터의 제자리 비행 및 전진 비행에 대한 해석을 통하여 로터의 표면 압력과 비정상 공력 변화를 살펴봄과 또한 로터 후류의 거동을 관찰한다.

## 2. 수치해석 방법

회전하는 로터를 해석하기 위하여 비정상 패널법과 조각 와류법을 이용하여 공력 해석을 수행 하였다. 비정상 패널법은 3차원 라플라스 식을 Green 정리를 이용해서 유도한 적분 방정식을 이용하여 해석<sup>[1]</sup>하게 되며 로터 블레이드 및 지면을 비정상 패널로 나타낸다.

로터 후류는 와류조각으로 나타내며 와도장을 조각 요소로 나타내면 다음과 같다.

$$\vec{\omega}_\sigma(\vec{x}, t) = \sum_p \vec{\alpha}_p(t) \zeta(\vec{x} - \vec{x}_p(t)) \quad (1)$$

여기서  $\vec{\alpha}_p$ 는 조각 와류의 강도 벡터(Vorticity Vector Times Volume =  $\vec{\omega}_p(t) vol_p$ )이다.  $(\vec{x} - \vec{x}_p(t))$ 는 공간 위치  $\vec{x}$ 와 조각 와류의 중앙의 위치 사이의 거리 벡터이다.  $\zeta_\sigma(\vec{r}) = \frac{1}{\sigma^3} \zeta\left(\frac{|\vec{r}|}{\sigma}\right)$ 은 조각 와류 근처에서 와도를 매끄럽게 분포시키는 역할을 하는 함수로  $\sigma$ 는 smoothing parameter로서 와류조각의 코어 반경으로 정의한다. Winckelmans<sup>[2]</sup>이 다양한 분포함수에 대해 제안하였으며 본 논문에서는 High order algebraic 분

포 함수를 사용하였다. 이때 와도의 속도장은 다음과 같다.

$$\vec{u}(\vec{x}_i, t) = - \sum_{j=1}^N \frac{1}{\sigma^3} K(\rho) (\vec{x}_i - \vec{x}_j) \times \vec{\alpha}_j \quad (2)$$

여기서  $K(\rho) = \frac{\rho^3}{4\pi} \frac{(\rho^2 + 5/2)}{(\rho^2 + 1)^{5/2}}$ 는 Biot-Savart 커널이다.

전진 비행 시 로터 블레이드의 주기적인 동적 평형 상태를 맞추기 위하여 트림해석이 선행 되어야 한다. Cyclic pitch angle( $\theta$ )과 Flapping angle( $\beta$ )을 방위각( $\psi$ : Azimuth Angle)에 대한 함수로 표현할 수 있다. 본 해석에 사용된 전진비행 로터의 경우 일정 평균 추력에서 주기적인 측면 모멘트의 값이 0이 되도록 Cyclic pitch angle의 트림해석을 수행하였다. Pitch angle을 변화시키면서 추력과 모멘트의 변화율을 계산하고 이를 이용하여 원하는 추력과 모멘트에 수렴시킬 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_{1s}} \end{pmatrix}^{-1} \times \begin{pmatrix} C_T^{desired} - C_T \\ C_{Mx}^{desired} - C_{Mx} \\ C_{My}^{desired} - C_{My} \end{pmatrix} \quad (3)$$

위의 과정을 수치적인 수렴해석 과정을 통하여  $\Delta\theta_0$ ,  $\Delta\theta_{1c}$ ,  $\Delta\theta_{1s}$ 를 얻을 수 있다.

## 3. 제자리 비행 로터 해석

Caradonna와 Tung rotor model<sup>[3]</sup>을 이용하여 공력 및 후류 검증을 하였다. 익단 회전 속도는 Mach number 0.434이며 실험결과와 비교는 15회전 이후의 추력 값을 이용하였다. Fig. 1은 블레이드 피치각에 따른 추력 계수를 비교 하였다. 피치각이 12도일 때는 실험값과 약간의 오차를 보이고 있으나 전반적으로 실험값과 잘 일치한다.

Fig. 2는 피치각이 8도일 때 후류 형상을 와류 조각으로 표현한 그림이다. 와류조각의 크기는 와류 조각의 와류강도와 비례하며 그림에서 확인 할 수 있듯이

블레이드 끝단에서 강한 익단 와류(Tip Vortex)가 생성된다.

Fig. 3은 피치각이 8도일 때 블레이드 반경에 따른 압력계수를 실험값과 비교하였다. 스패 위치( $r/R$ ) 0.50, 0.68, 0.80, 0.96에서의 표면 압력 값이며 실험치와 비교하여 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

Fig. 4는 피치각이 8도일 때 익단 와류의 위치를 나타내며 수직방향 익단와류( $-z/R$ )와 회전 방향 익단 와류 위치( $r/R$ )를 나타낸 그림이다. 로터가 한 바퀴 회전하는 동안의 익단 와류 거동을 비교한 것으로 익단 와류가 아래로 내려 갈수록 로터 안쪽으로 수축하는 것을 관찰 할 수 있다. 익단 와류의 위치는 비교적 실험값과 비슷한 결과를 얻음을 확인 하였다.

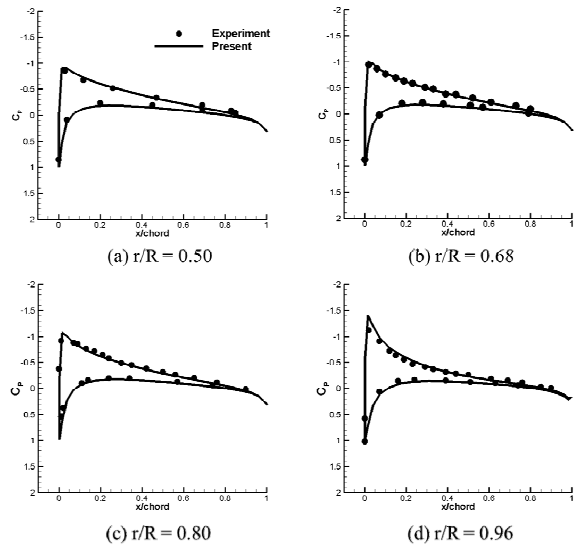


Fig. 3. 블레이드 표면 압력계수

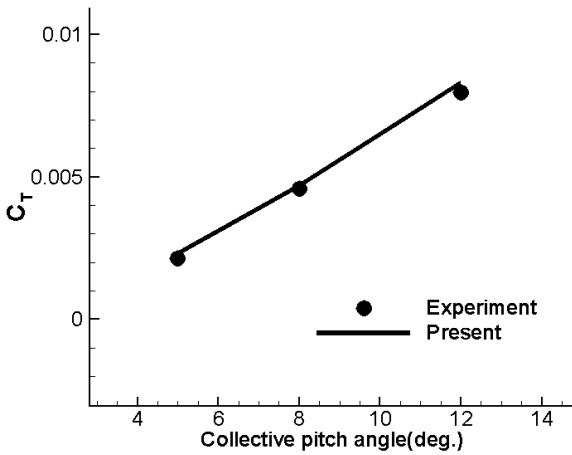


Fig. 1. 피치각에 따른 추력 계수

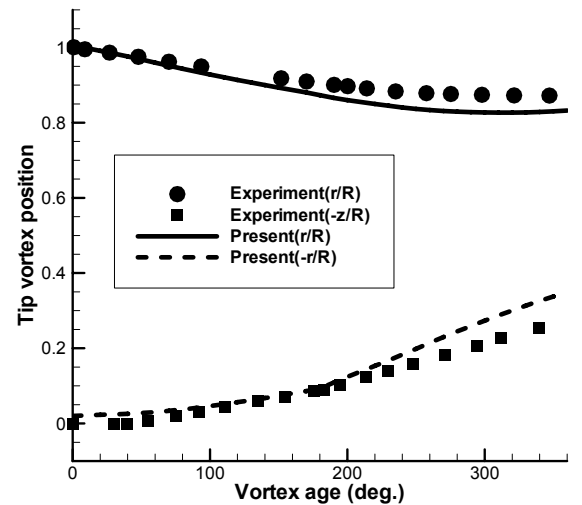


Fig. 4. 익단와류 위치

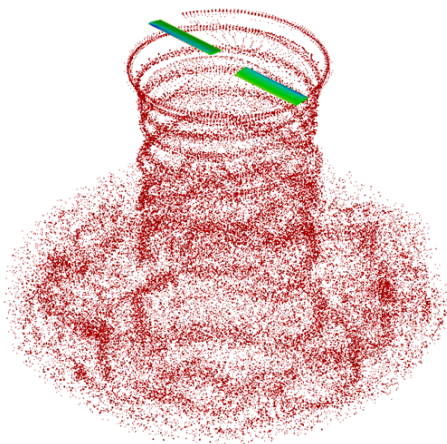


Fig. 2. 후류 형상

#### 4. 전진 비행 로터 해석

전진 비행 해석은 Cross와 Watts<sup>[4]</sup>의 실험을 대상으로 하였다. 로터 모델은 AHIG이며 Aspect ratio = 9.8, 에어포일은 symmetric 형상(OLS/TAAT), 그리고 블레이드는 선형적으로 비틀림 -10도를 갖고 있다. 비행조건은 익단회전속도  $M = 0.65$ 이며 전진비는 0.19이다. 이 때 실험 추력계수는 0.00464가 된다.

트림해석은 실험 추력계수와 회전면에서의 모멘트를 대상으로 Newton-Rhapson 수렴 방법으로 해석하였다. Table 1에서는 실험값과 본 트림해석 후 결과와 다른 연구자들의 수치 트림해석 후 Pitch angle과 Flapping angle 계수를 나타내고 있다.

Fig. 5는 AH-1G의 전진 비행을 해석 것으로 유동을 관찰 할 수 있다. 후류를 표현한 와류 조각의 색깔은 와류 강도가 강할수록 붉은 색은 나타낸다. 후퇴부에서 강한 익단 와류가 발생하는 것을 확인 할 수 있으며 이 익단 와류는 뒤따라오는 블레이드와 방위각 300도 부근에서 부딪친다. 따라서 이 부근에서 비정상 공력 변화가 클 것으로 예상할 수 있다.

Fig. 6에서 스패น 위치( $r/R$ ) 0.6, 0.75, 0.91, 0.97위치에서의 방위각(Azimuth)에 따른 단면 추력 계수를 알 수 있다. 그림에서 실선은 수치 트림해석 후 수치해석 공력 결과를 나타낸다. 그림에서도 알 수 있듯이 다른 연구자들의 결과와 비슷함을 알 수 있다. 전진 부에서 후퇴부로 갈 때 단면추력이 증가하다가 방위

Table 1. AH-1G pitch and flapping angle

Unit(Deg.)	$\theta_0$	$\theta_{1c}$	$\theta_{1s}$	$\beta_{1c}$	$\beta_{1s}$
Expermt <sup>[4]</sup>	6	1.7	-5.5	2.13	-0.15
Present	5.93	1.34	-3.14	2.13	-0.15
Chung <sup>[5]</sup>	6.1	1.4	-5.6	2.13	-0.15
Yang <sup>[6]</sup>	8.0	2.5	-6.5	2.13	-0.15

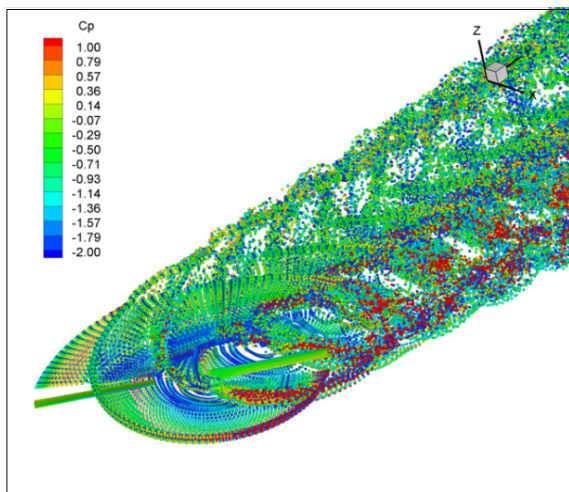
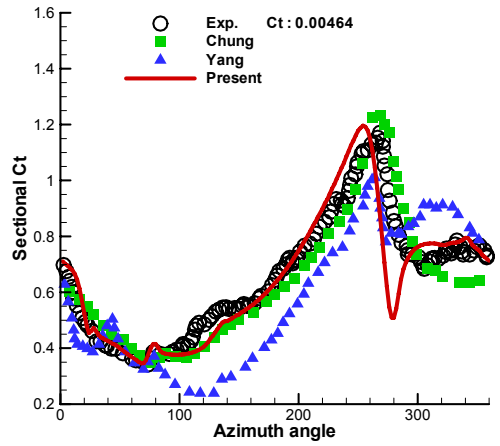
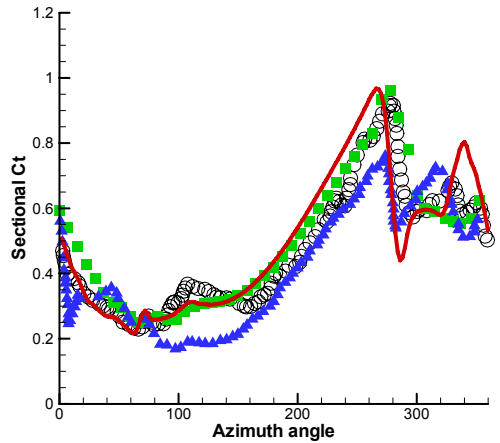


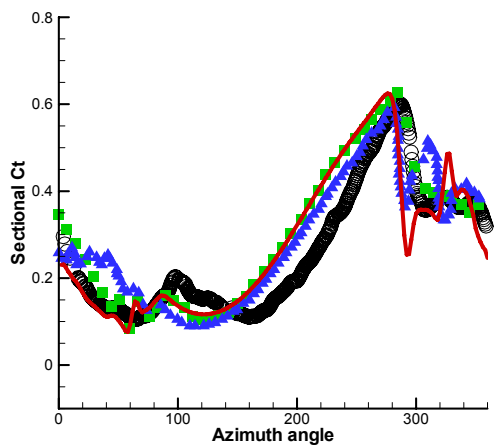
Fig. 5. 익단와류 위치



(a)  $r/R = 0.6$



(b)  $r/R = 0.75$



(c)  $r/R = 0.91$

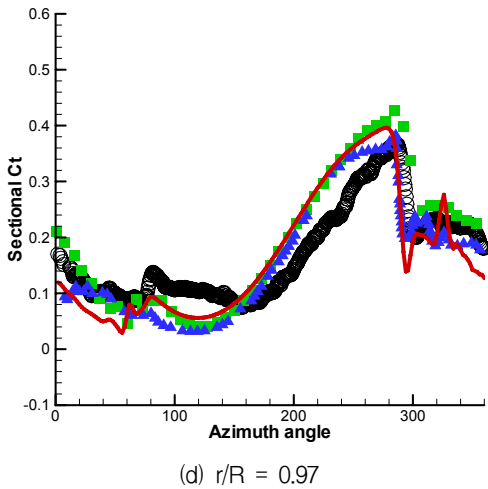


Fig. 6. 방위각에 따른 단면 추력 계수

각 290도 부근에서 단면 추력이 급격히 떨어지는 것을 관찰할 수 있다. 이는 와류조각들로 이루어진 강한 끝단 와류가 블레이드와 부딪쳐서 나타나는 현상으로 판단된다.

## 5. 결론

포텐셜 패널과 와류조각 연계방법을 통해 제자리 비행 및 전진 비행하는 로터의 공력을 해석하였다. 와류 조각법을 이용함으로써 와류가 블레이드와 부딪치는 경우 발생할 수 있는 수치적인 발산을 피할 수 있었다. 로터 블레이드의 표면 압력과 익단 와류의 거동, 전진비행 시 발생하는 비정상 공력을 실험과 비교함으로써 해석 코드의 정확성을 검증하였다. 본 로터 해석

방법을 이용하여 향후 복합비행체 전진비행 뿐만 아니라 로터 후류와 동체가 직접적으로 부딪치는 이착륙 조건일 때에 해석이 가능할 것으로 기대한다.

## References

- [1] 위성용, 이덕주, “비정상 패널 및 시간전진 자유후류를 이용한 BVI 비정상 로터 공력 해석”, 한국항공우주학회지, Vol. 37, No. 4, 2009.
- [2] Winckelmans, G. S., and Leonard, A., “Contributions to Vortex Particle Methods for the Computational of Three-Dimensional Incompressible Unsteady Flows”, Journal of Computational Physics, Vol. 109, No. 2, 1993.
- [3] Caradonna, F. X. and Tung, C., “Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover”, NASA TM-81232, 1982.
- [4] J. L. Cross and M. E. Watts, “Tip Aerodynamics and Acoustics Test : A Report and Data Survey”, NASA-RP-1179, NASA Ames Research Center, Dec. 1988.
- [5] Chung, K. H., Hwang, C. J., Park, Y. M., Jeon, W. J. and Lee, D. J., “Numerical Predictions of Rotorcraft Unsteady Air-Loadings and BVI Noise by using a Time-Marching Free-Wake and Acoustic Analogy”, European Rotorcraft Forum, 2005.
- [6] Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M. J., Bauchau O., “Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight”, Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 5, 2002.