

회전하는 블레이드 주위의 유동가시화 및 전산유동해석

기현* · 최종욱† · 김성초**

Visualization and Computational Analysis for Flow around Rotating Blades

Hyun Ki*, Jongwook Choi† and Sungcho Kim**

Abstract. The optimal design is needed for the blade geometry of the quad-rotor blades which is mainly used for Unmanned Aerial Vehicle. To do this, it is important to analyze the wakes under the blades. In the present study, the flow around the rotating blades was analyzed using PIV(Particle Image Velocimetry) and CFD(Computational Fluid Dynamics). The maximum axial velocity was measured at about 60% position toward the radial direction of the blade. The positions of vorticities in the test section obtained by PIV and CFD were turned out to be almost alike. The values in the difference of pressure coefficients at the upper and the lower blades were increased depending on the radial direction. Then, the values were decreased at the blade tip. The data of the flow analysis in the present study are expected to be served as the design of blades and ducts for the thrust improvement in the future.

Key Words: PIV(입자영상유속계), Computational Flow Analysis(전산유동해석), Rotating Blade(회전날개), Tip Vortex(날개끝 와류), Pressure Coefficient(압력계수)

1. 서 론

재난 지역이나 건물이 밀집된 도심에서와 같이 사람이 쉽게 다가갈 수 없는 환경에서 사람을 대신하여 영상정보를 획득하고 임무를 수행하는 무인항공기(UAV)⁽¹⁾에 대한 연구는 폭넓게 이루어지고 있다. 이러한 무인항공기는 형태와 비행특성에 따라 크게 고정익기와 회전익기로 나누어진다. 그 중 회전익기는 고정익기에 비하여 수직이착륙, 정지비행, 전후좌우비행이 가능하며 사용분야가 넓다. 이러한 이유로 회전익기가 고정익기 보다 폭넓은 임무 수행에 적합하며, 주로 군사 작전과 특정임무 등에 이용이 가능하다. 대표적인 회전익기인 헬리콥터는 사이클릭 피치(cyclic pitch), 콜렉티브 피치(collective pitch) 그리고 블레이드의 회전수를 제어함으로써 비행임무를 수행한다. 그러나,

헬리콥터는 커다란 주회전 블레이드에서 발생하는 회전모멘트를 상쇄시키기 위한 꼬리로터가 필요하며, 이러한 꼬리로터는 불필요한 동력을 소비 할뿐만 아니라, 장애물에 대한 접근성에 제약을 받는다⁽²⁾.

한편, 회전익기중 쿼드로터는 Fig. 1과 같이 4개의 로터블레이드(rotor blade)로 구성되어 있으며, 로터의 회전속도만을 제어하여 비행임무를 수행하므로 일반적인 헬리콥터에 비하여 조종성이 우수하다. 그리고, 쿼드로터는 블레이드에서 발생되는 모든 추력을 양력으로 사용할 수 있다는 장점이 있어, 무인항공기 분야에 많이 이용되고 있으며 이에 대한 연구도 활발히 이루어지고 있다⁽³⁾.

헬리콥터 로터블레이드의 예비설계를 위한 에어포일에 관한 연구에 따르면, 최대의 양력을 발생시키기 위해서는 블레이드 안쪽에 양력이 큰 에어포일의 형태를 유지시키고, 끝부분에는 천음속 항력특성이 좋은 에어포일로 설계하여야 한다⁽⁴⁾. 헬리콥터의 경우 블레이드의 콜렉티브 피치각을 가변시킬 수 있지만, 쿼드로터의 경우 고정 피치각인 관계로 블레이드 형상에

†순천대학교 기계우주항공공학부
E-mail : choijw99@sunchon.ac.kr
*순천대학교 대학원 기계공학과
**순천대학교 기계우주항공공학부

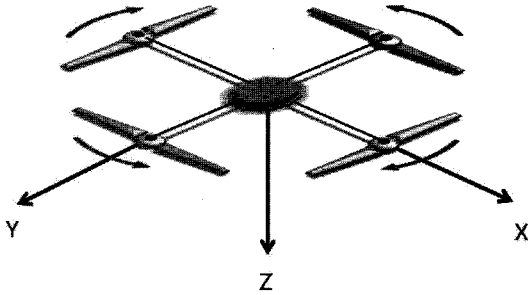


Fig. 1. Configuration of quad-rotor blades.

대한 최적화가 선행되어야 한다. 이는 쿼드콥터 블레이드의 성능 향상과 안정성에 중요한 요소로 작용될 수 있다.

블레이드의 공력, 성능, 진동 특성을 파악하기 위해서는 블레이드 후류에 대한 정확한 유동해석이 수행되어야 한다. 그러나 블레이드 후류는 3차원적 비정상 유동특성을 갖는 복잡한 유동구조로 인하여, 후류유동에 대한 정량적인 해석은 현재까지도 상당히 어려운 문제로 남아있다. 지금까지 로터블레이드에 관한 연구를 살펴보면, Caradonna 등⁽⁵⁾은 헬리콥터 로터블레이드의 받음각과 속도에 따른 공력측정 실험을 수행하였으며, Chen 등⁽⁶⁾은 쿼드콥터형 UAV의 비선형 모델링에 관한 수치해석 및 제어실험을 하였다. Ki 등⁽⁷⁾은 쿼드콥터용 블레이드를 제작하고, 회전하는 블레이드에 대하여 6분력계를 이용한 공력측정 실험과 수치계산을 수행하였다. 그 외 쿼드콥터형 무인항공기 개발을 위한 연구들도 이루어지고 있다⁽⁸⁾.

많은 선행 연구에도 불구하고, 로터블레이드 후류의 복잡한 물리현상에 대한 예측이 어렵기 때문에 이에 대한 정확한 메커니즘은 아직까지 정립되지 못하고 있는 상태이다. 특히, 후류에 대한 유동구조는 매우 복잡하며, 로터블레이드 주위의 전체적인 유동구조에 대한 메커니즘을 파악하기 위해서는 정확한 실험적 접근 및 이론적 해석이 필요하다.

본 연구에서는 회전하는 로터블레이드의 후류에 대한 유동해석을 위하여 PIV(입자영상상속측계)를 이용한 유동장 측정실험을 수행하였으며, 실험결과에 대한 검증 및 보안을 위하여 상용코드인 ANSYS CFX를 이용한 전산유동해석을 병행하였다. 여기서 구한 실험 데이터 및 수치해석 데이터는 로터블레이드 주위의 유동구조 및 유동특성을 파악하는데 사용되었으며, 특히

블레이드 형상설계시 유용한 데이터를 제공하기 위하여 블레이드 표면에서의 압력분포특성 및 날개끝 와류에 대한 유동특성을 제시하였다.

2. PIV 실험 및 전산유동해석

2.1 PIV 실험 장치 및 방법

PIV를 이용한 유동장 측정실험을 위하여, 다양한 날개꼴의 형상데이터를 제공하는 프로그램인 디자인포일(DesignFOIL)로부터 포인트 데이터를 얻어 허브(hub)를 포함한 블레이드를 설계 및 제작하였다. 본 실험에서 사용된 블레이드의 날개꼴 형상은 NACA0012, 고정피치각은 10° , 블레이드의 직경(D)은 0.12 m, 시위 길이는 0.01 m로 설계하였으며, 블레이드는 RP(rapid prototype)방식으로 제작하였다.

유동측정을 위한 PIV 실험장치에 대한 개략도는 Fig. 2(a)와 같으며, 블레이드를 회전시키는 서보모터(servoda, ST232), 전원공급기, Nd:Yag 레이저(double-head, 120 mJ, 15 Hz), 원주렌즈, CCD카메라(1280×1024 해상도), 데이터 처리용 컴퓨터, 동기화장치(synchronizer)로 구성하였다. 시험부의 크기는 0.3(X)×0.3(Y)×0.3(Z) m³이며, 투명한 아크릴로 제작하였다.

블레이드는 Fig. 2(b)와 같이 시험부의 윗면으로부터 $\frac{1}{3}Z$ 지점인 $z/D=0$ 에 위치시켰으며, 이 때, 블레이드 축은 시험부의 중심인 $(x/D, y/D)=(0, 0)$ 에 위치시켰다. 블레이드 날개 끝은 위상각 0° 를 기준으로 $x/D=\pm 0.5$ 에 위치시켰다. 블레이드는 서보모터를 이용하여 240 rpm으로 회전시켰으며, 유동장은 위상각(θ) 0° 부터 180° 까지 30° 간격으로 측정하였다. 여기서 회전수 240 rpm은 블레이드 끝단 속도를 기준으로 Reynolds수 약 180,000에 해당하며, PIV 측정실험에서 산란입자(seeding particle)의 평균 이동거리가 3~4 픽셀이 되도록 레이저 펄스에 대한 시간간격과 블레이드의 재질 등을 고려하여 선정하였다. 측정위치는 Fig. 2(c)와 같으며, CCD카메라를 기준으로 블레이드 전체 형상이 보이는 각도($\theta=0^\circ$)에서 블레이드 중심면에 대하여 측정하였고, 블레이드 끝부분의 형상만 보이는 각도($\theta=90^\circ$)에서는 블레이드 중심면 이외에 추가적으로 블레이드 끝부분(중심축으로부터 96% 지점)에서도 측정하였다.

한편, 동일 위상각에서 유동장을 측정하기 위하여 서보모터의 트리거(trigger) 신호를 동기화하여 사용하

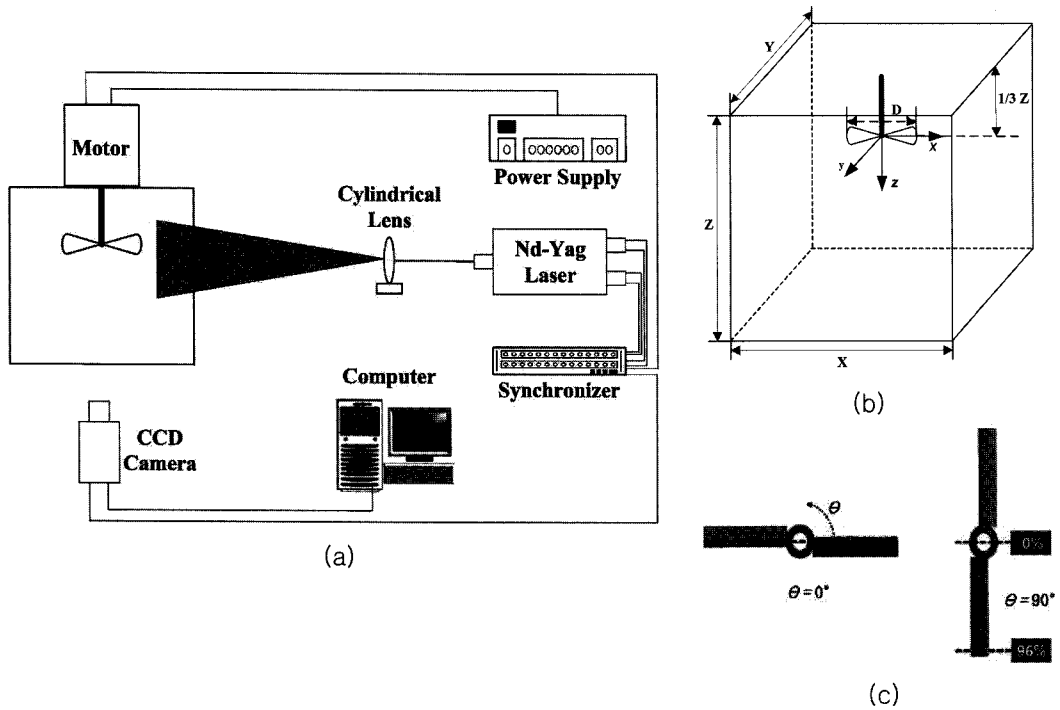


Fig. 2. Schematic of the experimental setup.

였으며, 2개의 레이저 펄스 사이의 시간간격(Δt)은 7 ms로 고정하였다. 작동유체는 상온의 물을 이용하였으며, 산란입자는 평균직경 약 27 μm 인 알루미늄 분말을 사용하였다.

유동장에 대한 속도벡터는 측정된 유동장 영상에 속도벡터 추출 알고리즘인 상호상관법을 적용하여 구하였다. 이 방법은 미소간격을 갖는 연속된 두 프레임의 영상으로부터 얻은 각각의 계조치(gradation value)를 식(1)에 대입하여 상호상관계수(C_{fg})를 구하고, 최대 상호상관계수를 갖는 위치를 속도벡터의 좌표로 설정하는 방법이다.

$$C_{fg} = \frac{\sum_{i=1}^{n^2} (f_i - \bar{f})(g_i - \bar{g})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n^2} (f_i - \bar{f})^2 \sum_{i=1}^{n^2} (g_i - \bar{g})^2}} \quad (1)$$

여기서, f_i , g_i 는 상관영역내의 각 픽셀(i)의 계조치의 의미이며, \bar{f} , \bar{g} 는 평균을 뜻한다. 블레이드 위상각에 따른 신뢰성 있는 유동장 데이터를 얻기 위하여, 각각의 위상각에서 400장의 순간 속도장 데이터를 평균하였다.

본 PIV 측정실험에서의 속도분포는 Thinkers 3D PIV 상용코드를 사용하여 구하였다.

2.2 전산유동해석 과정 및 방법

PIV를 이용한 유동장 측정실험에 대한 결과를 검증

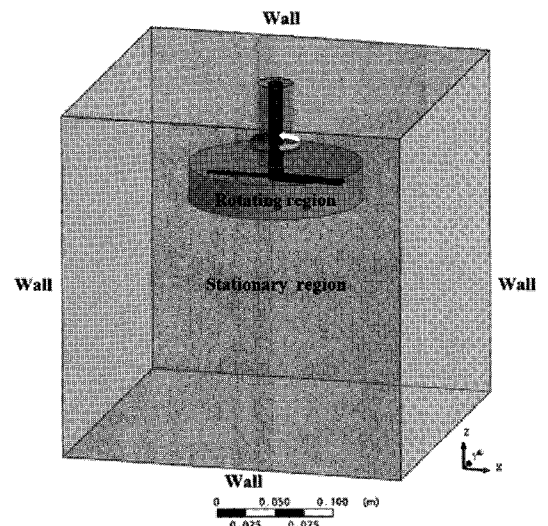


Fig. 3. Calculation conditions.

하고, 블레이드 표면에서의 압력분포를 구하기 위하여 유동해석 프로그램인 ANSYS CFX를 이용한 전산유동해석을 수행하였다. 블레이드의 형상과 계산조건은 실험조건과 동일하게 설정하였으며, 회전하는 블레이드에 대한 유동해석을 위하여 Fig. 3과 같이 유동장 영역을 회전영역(rotating region)과 정지영역(stationary region)으로 구분하였다. 수치계산을 위한 격자생성은 격자생성 프로그램인 ANSYS ICEM CFD를 이용하였으며, 약150만개의 비정렬격자로 구성하였다. 유동해석에 사용된 난류모델은 벽면에서의 박리현상을 비교적 효과적으로 계산하는 RNG $k-\epsilon$ 모델을 사용하였으며, 3차원 정상상태의 비압축성 유동에 대한 전산해석을 수행하였다. 이때 수렴조건은 10^{-4} 로 설정하였다.

3. 결과 및 토의

3.1 PIV 실험결과

블레이드 후류에 대한 유동장을 고찰하기 위하여 블레이드의 위상각을 0° 에서 180° 까지 30° 간격으로 회전축 중심면에 대하여 속도장을 측정하였으며, 축방향 평균속도 분포는 Fig. 4와 같았다. 위상각 180° 에서의 축방향 평균속도 분포는 0° 와 동일한 관계로 Fig. 4에서 생략하였다. 축방향의 속도는 구간 $-0.2 \leq x/D \leq 0.2$ 에서 블레이드의 각속도가 작은 관계로 대부분의 위상

각에서 낮게 나타났으며, 위상각이 변화함에 따라 블레이드 후류에 대한 전반적인 속도분포를 관찰할 수 있었다. 위상각이 0° 일 때 블레이드의 직접적인 영향으로 가장 큰 속도분포가 나타났으며, 점차 위상각이 변화하면서 축방향 속도분포가 감소하였다가 다시 증가하는 경향을 보였다.

블레이드의 추력은 일반적으로 반작용에 의해 발생하는 것으로 회전면을 통과하는 작동유체를 가속시킨다. 즉, 자유류(free stream)가 블레이드를 통과하면서 속도가 빨라져 작동유체의 운동량이 증가하게 되고, 이 운동량의 변화에 대한 반작용으로 추력이 발생하게 된다. 이러한 추력발생을 블레이드 반경에 따라 고찰하기 위하여 위상각 0° 에서 블레이드 길이방향(x/D)에 따른 축방향 속도성분(u/u_{max})을 $z = 0.1D, 0.5D, 0.8D$ 의 위치에서 Fig. 5와 같이 나타내었다. 축방향에 대한 속도분포는 $x/D = \pm 0.3$ 근처에서 최대속도로 나타났으며, z 가 증가하면서 속도가 감소하는 경향을 보였다. 블레이드 끝부분($x/D = \pm 0.5$)에서 각속도가 최대이나, 작동유체가 블레이드를 통과하면서 가속되고 작동유체의 질량보존에 의해 후류면적이 감소하게 되어 최대 속도 발생위치가 블레이드 끝부분이 아닌 블레이드 안쪽 $x/D = \pm 0.3$ 근처에서 나타났다. 그리고, $z = 0.1D$ 에서는 블레이드 끝부분에서 오히려 축방향으로의 속도 성분이 음(-)의 값을 갖는 구간이 나타났으며, 이것은

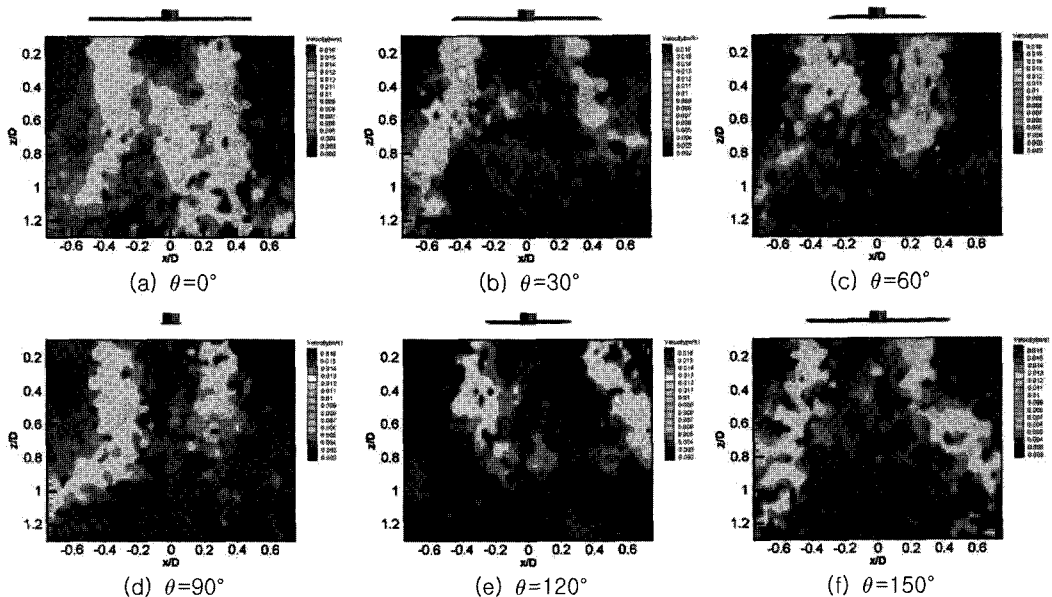


Fig. 4. Axial-velocity distributions according to phase angles.

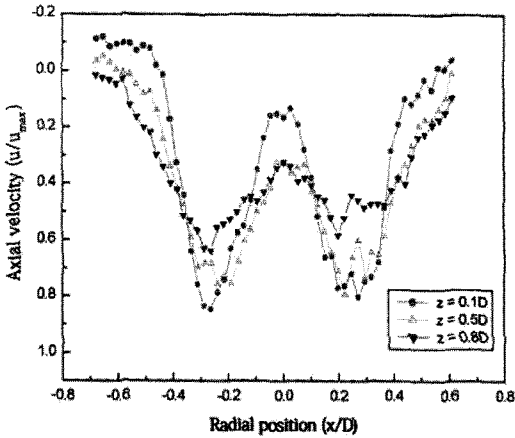


Fig. 5. Axial velocity according to radial position of blades at $\theta = 0^\circ$.

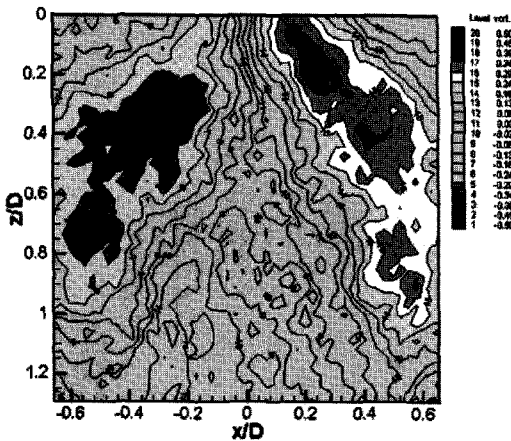
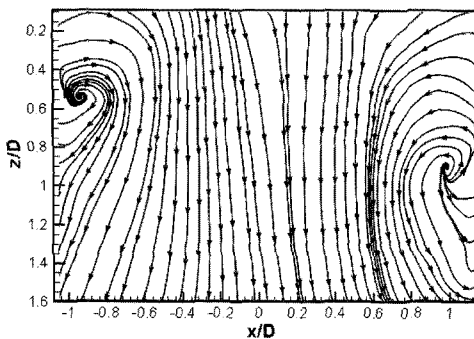
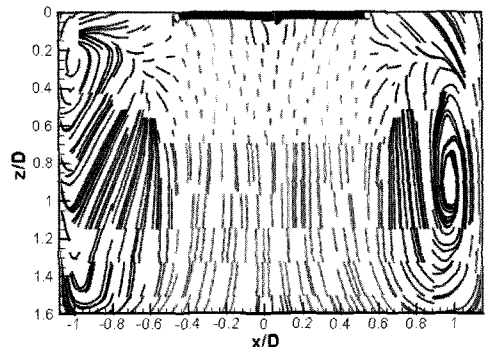


Fig. 6. Vorticity at blade tip(96%) with phase angle of 90° .



(a) Experimental result



(b) Computational result

Fig. 7. Streamlines below rotor blades at $\theta = 0^\circ$.

블레이드 끝부분에서 와류 발생이 원인인 것으로 판단된다. 또한, 축 중심($x/D = 0$) 근처에서의 속도값은 블레이드의 각속도가 0인 관계로 축방향 속도가 매우 낮게 나타났다.

한편, 블레이드 앞면과 뒷면의 유동장을 고찰하기 위하여 위상각이 90° 일 때 블레이드 중심으로부터 스펙방향으로 96% 지점에서의 와도(vorticity)장을 측정하였으며, 그 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 블레이드 회전과 시험부 벽면으로부터 발생하는 지면효과에 의하여 부호가 서로 반대인 와도가 발생함을 알 수 있었다. 또한 블레이드날개 끝부분에서 발생하는 와류는 하류로 내려가면서 점차 그 강도를 잃어 $z/D = 1$ 부분에서는 거의 소멸됨을 알 수 있었다.

3.2 전산유동해석 결과

블레이드 후류에 대한 전산유동해석은 PIV 실험조건과 동일한 계산조건으로 수행하였으며, 실험결과와 전산유동해석결과를 Fig. 7에서 유선의 형태로 비교하였다. 실험결과와 계산결과 모두 블레이드 아래로 강한 후류가 발생하였으며, 시험부 벽면에 의하여 양쪽 방향으로 커다란 2개의 와도가 발생하였다. 실험에 의해 측정된 좌측 및 우측와도의 위치($x/D, z/D$)는 각각 $(-1.0, 0.5)$, $(1.0, 0.9)$ 였으며, 전산유동해석에 의해 계산된 좌측 및 우측와도의 위치는 각각 $(-1.0, 0.3)$, $(1.0, 0.9)$ 이었다. 좌측와도의 위치가 z 축 방향으로 0.2만큼 오차가 발생하였으나, 비대칭 와류의 경향은 거의 비슷하게 나타났다.

블레이드 형상과 유동특성과의 관계를 고찰하기 위하여 블레이드 윗면과 아랫면에서의 압력분포를 Fig.

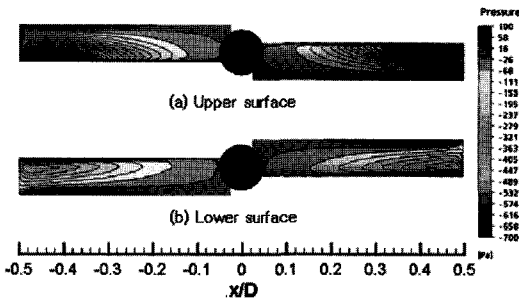


Fig. 8. Pressure distributions on blade surfaces at $\theta = 0^\circ$.

8과 같이 계산하였다. 전체적인 압력분포를 보면 윗면의 압력분포가 아랫면의 압력분포보다 상대적으로 낮아 추력이 발생됨을 알 수 있다. 블레이드 중심축 근처인 $-0.2 \leq x/D \leq 0.2$ 범위내에서는 작은 각속도로 인하여 윗면과 아랫면의 압력분포 차이가 작게 나타났으며, 이것은 위상각에 따른 블레이드 후류에 대한 PIV 실험결과와도 거의 일치함을 알 수 있었다.

블레이드에 대한 윗면과 아랫면의 압력 차이를 정량적으로 비교하기 위하여 블레이드 표면에서의 압력계수(C_p)값을 구하여 Fig. 9에 나타내었다. 이때, 압력계

수 값은 블레이드 중심축으로부터 스펠방향으로 20%, 40%, 60%, 80%, 96%의 단면에서 윗면과 아랫면에 대하여 각각 표현하였다. 블레이드의 추력을 나타내는 윗면과 아랫면의 압력계수 차이는 스펠방향으로 갈수록 점차 증가함을 보였으나, 블레이드 끝부분(96%)에서의 압력계수 차이는 블레이드 스펠단면 80%보다 오히려 감소함을 알 수 있었으며, 그 비교결과를 Fig. 10에 나타내었다. 이러한 현상은 Fig. 11에 나타난 것과 같이 날개끝 와류가 원인으로, 3차원 익형에서 일반적으로 발생하는 유도항력 현상이다.

4. 결 론

본 연구에서는 회전하는 로터블레이드 후류에 대한 유동구조 및 유동특성을 파악하기 위하여 PIV 측정실험을 수행하였다. 또한, 이에 대한 검증 및 추가적인 유동데이터 확보를 위하여 전산유동해석을 수행하였다.

PIV 측정실험에서는 위상각에 따른 축방향으로의 속도분포를 구한 결과, 블레이드 반경방향으로 약 60% 지점에서 축방향으로의 최대 속도값이 나타났다. 이와 같은 결과는 질량보존에 의한 후류면적의 감소로

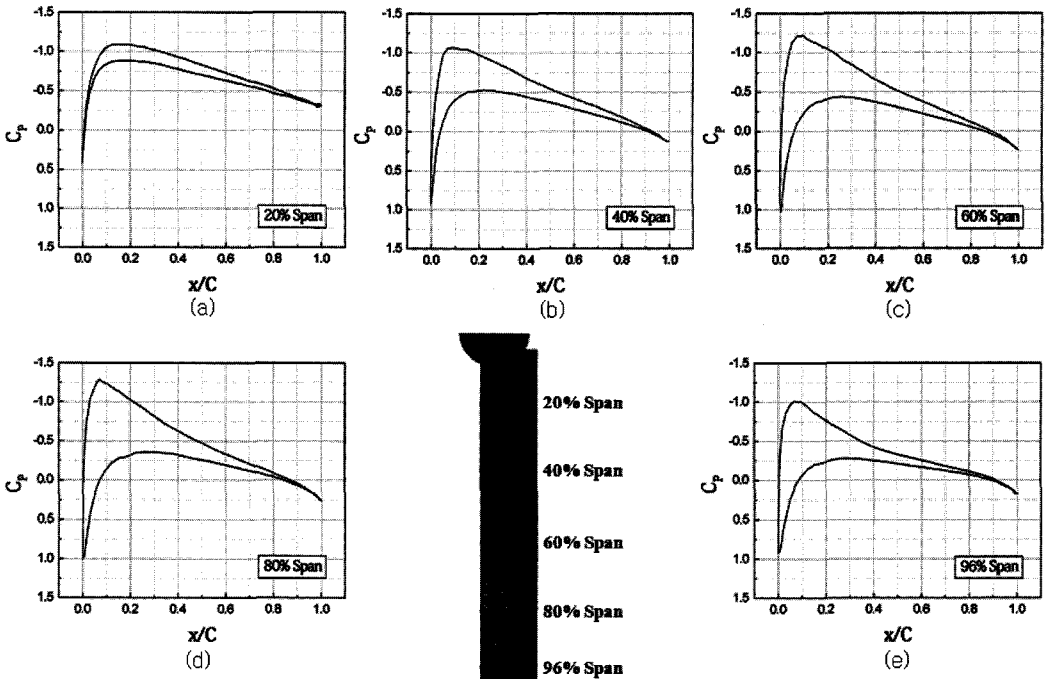


Fig. 9. Pressure coefficients at several blade sections.

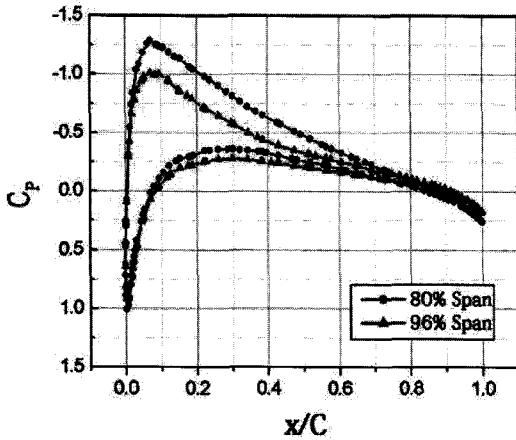


Fig. 10. Pressure coefficients at sections of 80% and 96%.

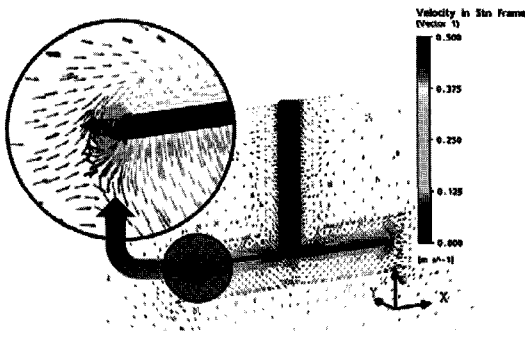


Fig. 11. Velocity vectors at section of 96%

인하여 최대속도가 블레이드 끝부분에서 발생하지 않고 블레이드 안쪽부분에서 발생함을 알 수 있었다.

전산유동해석에서는 PIV 측정실험에서 구한 시험부 내의 유선 및 와도발생위치를 비교하였으며, 그 결과 거의 일치하였다. 또한 블레이드 추력을 나타내는 블레이드 윗면과 아랫면과의 압력계수 차이는 블레이드 반경방향에 따라 점점 증가하다가 블레이드 끝부분에서는 오히려 감소하였다. 이와 같은 결과는 블레이드 끝부분에서 발생하는 와류에 의한 것으로 블레이드 추력향상을 위해서는 이에 대한 문제해결이 필요할 것으로 판단된다.

결론적으로, 고정피치각을 갖는 쿼드콥터의 경우 블레이드 설계시 최적화 작업이 필요하며, 이와 더불어 추력향상을 위한 블레이드 끝부분의 형상변화 및 덕트 장착 방안과 같은 날개끝 와류의 영향을 최소화시킬 수 있는 구체적인 접근이 필요하다고 판단된다. 향후 본 연구에서 도출된 블레이드 후류에 대한 유동해석결과는 블레이드의 추력향상을 위한 형상설계 및 그 방안을 연구하는데 기초적인 데이터로 제공될 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- 1) Lee, K. T. and Lee, K. H., 2000, "UAV - Current and Future", KSAS, Vol.28(6), pp.142~163.
- 2) Shim, H. C., Lee, E. H. and Lee, K. I., 1994, "A Study on Hovering Flight Control for a Model Helicopter", KSME, Vol.18(6), pp.1399~1411.
- 3) Altug, E., Ostrowski, J. P. and Mahony, R., 2002, "Control of Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback", Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation, Washington, pp. 271~276.
- 4) Kim, S. J., 2005, "Airfoil Aerodynamic Analysis for the Helicopter Rotor Blade Preliminary Design", KSAS, Vol.33(6), pp.21~30.
- 5) Caradonna, F. X. and Tung, C., 1981, "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Memorandum 81232.
- 6) Chen, M. and Huzmezan, M., 2003, "A Combined MBPC/ 2 DOF H_∞ Controller for a Quad Rotor UAV", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2003~5520.
- 7) Ki, H., Choi, J., Kim, S. and Kim, J. S., 2008, "Aerodynamic Force Measurement and Flow Analysis in the Rotor Blade", The Seventh JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference, Japan Society of Mechanical Engineers, K226.
- 8) Hanford, S. D., Long, L. N. and Horn, J. F., 2005, "A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle(UAV)", Infotech@Aerospace Conference, AIAA 2005~7077.