

쿼드로터 블레이드의 공력특성

기현*·최종욱**·김성초**

Aerodynamics Characteristics of Quad-Rotor Blade

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

Key Words : Aerodynamics Characteristics(공력특성), Quad-Rotor(쿼드로터), Thrust Coefficient(추력계수), Power Coefficient(동력계수)

Abstract

Quad-Rotor, which consists of four blades, performs a flight task by controlling each rotation speed of the four blades. Quad-Rotor blade making no use of cyclic pitch or collective one is a type of fixed-wing as different from helicopter blade. Although, Quad-Rotor is simple and easy to control for those reasons, blade configuration of the fixed wing is one of the critical factors in determining the performance of Quad-Rotor. In the present study, coefficients for thrust and power of Quad-Rotor blade were derived from the data acquired by using 6-component balances. Firstly, Measurements for aerodynamic force were conducted at various pitch angles (i.e., from 0° to 90° with the interval of 10°). The blade used in this experiment has aspect ratio of 6 and chord length of 35.5 mm. Secondly, assembled-blade, which was an integral blade but divided into many pieces, was used in order to test aerodynamic forces along twist angles. The curve of thrust coefficient along pitch angle indicates a parabola form. Stall which occurs during wind tunnel test to calculate lift coefficient of airfoil does not generate. When deciding the blade twist angle, structural stability of blade should be considered together with coefficients of thrust and power. Those aerodynamic force data based on experimental study will be provided as a firm basis for the design of brand-new Quad-Rotor blade.

1. 서론

헬리콥터는 고정의 항공기에 비해 수직이착륙, 정지비행, 전후좌우 비행이 가능하다는 장점으로 사용영역이 매우 넓다. 그러나 정지비행시와 전진비행시 모두 불안정하므로 속달된 조종에는 많은 어려움이 따른다[1]. 반면 쿼드로터(Quad-Rotor)는 헬리콥터에 비해 조종의 편리성과 안정성이 우수하다. 이로 인해 UAV분야에서 쿼드로터에 관한 많은 연구가 이루어지고 있다[2-4]. 쿼드로터는 Fig. 1과 같이 4개의 블레이드로 구성되며 각각의 블레이드 회전속도를 제어하여 비행임무를 수행한다. 뿐만 아니라 기존 헬리콥터의 제자리비행, 저속비행, 정지비행 등의 기능도 수행할 수 있다. 쿼드로터의 블레이드는 일반적인 헬리콥터 블레이드와 달리 사이클릭(Cyclic) 혹은 컬렉티브 피치(Collective pitch)를 사용하지 않는 고정의 형태이다. 이러한 이유로 쿼드로터는 기계적으로 단순하며, 조종성의 용이성이 상대적으로 높다. 또한 일반적으로 커다란 로터블레이드와 미부 회전익(Tail Rotor Blade)을 갖는 헬리콥터와 비교하여 장애물에 대한 접근성이 용이하다.

일반적으로 고정익을 사용하는 쿼드로터는 블레이드의 회전 속도만을 제어하여 비행하기 때문에 고정익 블레이드의 형상은

쿼드로터 성능에 있어서 매우 중요한 역할을 한다. 로터블레이드에서 발생하는 모든 추력은 양력(Lift force)으로 사용될 수 있다. 헬리콥터 로터블레이드 예비설계를 위한 에어포일에 관한 연구[5]에 따르면 최대의 양력을 발생시킬 수 있는 블레이드 설계는 블레이드 안쪽에서는 양력이 큰 에어포일의 형태를 유지시키고, 끝단에서는 천음속 항력특성이 좋은 에어포일을 분포시키는 것이 좋다. 이와 같은 사항을 고려하여 쿼드로터의 고정익 블레이드 형상을 최적화 시키는 작업은 필요하며 중요하다고 볼 수 있다.

본 연구에서는 최적의 쿼드로터 블레이드의 설계를 위해 회

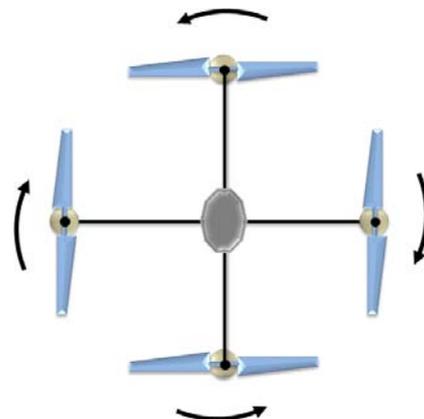


Fig. 1 Configuration of Quad-Rotor

* 순천대학교 대학원 기계공학과,
my0404@mail.sunchon.ac.kr

** 순천대학교 기계우주항공공학부,
choijw99@sunchon.ac.kr / ksc@sunchon.ac.kr



Fig. 2 The blade used in the experiment

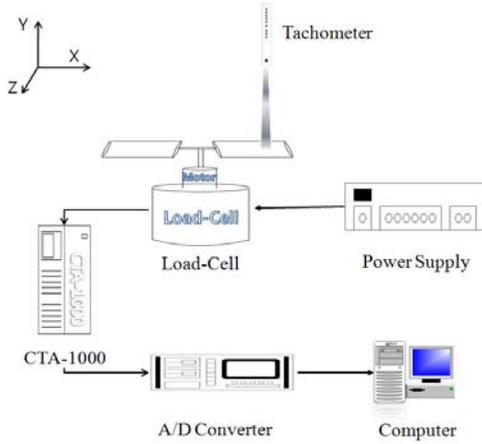


Fig. 3 Schematic diagram of the experimental setup



Fig. 4 All-in-one Blade

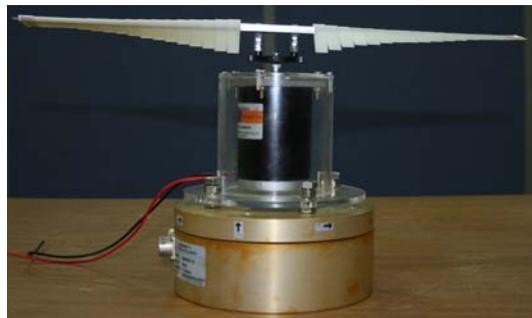


Fig. 5 Divided Blade

진하는 NACA0012 에어포일 형상을 갖는 블레이드를 제작하여 공력측정을 수행하였다.

2. 장치구성 및 공력측정 방법

2.1 로터블레이드의 설계 및 제작

공력측정을 위한 로터블레이드는 Fig. 2와 같이 크게 두 중

류로 제작하였다. 하나는 피치각에 따른 공력측정을 수행하기 위해 일체형 블레이드를 제작하였다. 다른 하나는 블레이드의 비틀림각(Twist angle)에 따른 공력 측정을 위한 분할된 블레이드를 제작하였다. 모든 비틀림각에 대한 블레이드를 제작하여 공력을 측정하는 방법은 블레이드 설계시 최상의 방법이 될 것이다. 하지만 비틀림각에 따른 다양한 조합의 공력특성을 분석해야 되므로 다량의 블레이드 제작이 요구되고, 상당한 비용과 시간이 소요된다. 이로 인해 일체형 블레이드를 10 mm 간격으로 절단하였고 RP(Rapid Prototype)방식으로 제작하였다.

본 실험에서 사용된 블레이드는 NACA0012 에어포일 형상이며, 디자인포일(DesignFOIL)의 포인트 데이터를 카티아(CATIA V5)에서 설계하였다. 종횡비(Aspect Ratio)가 6이고 익현(Chord)의 길이는 35.5 mm이다[6-7]. 이때, 로터허브와 블레이드 지지대는 알루미늄으로 제작하였다.

2.2 장치구성 및 공력측정 방법

로터블레이드의 공력측정을 위한 장치는 Fig. 3과 같다. 블레이드를 회전시키는 모터(24DC/20W/1.2A, 3000RPM), 모터에 전원을 공급해 주는 전원공급기(DC/30V/5A), 블레이드의 회전수를 측정하는 회전계(오차 범위 0.1%), 블레이드의 공력을 측정하는 로드셀 타입의 6분력 공력천칭(측정범위 ±5kg), 로드셀 신호를 증폭시켜주는 증폭기(CTA-1000), 아날로그 신호를 디지털 신호로 바꾸어주는 A/D Converter, 데이터 처리를 위한 컴퓨터로 구성되었다.

2.3 공력측정 방법

회전하는 로터블레이드의 공력을 측정하기 위해 실험과 계산을 병행하였다. Fig. 4와 같이 일체형 블레이드에 대하여 피치각(0°~60°; 5° 간격)과 회전수(400, 550, 700rpm)를 변화시키면서 측정하였다. 이러한 블레이드의 비틀림각의 공력특성을 파악하기 위하여 Fig. 5와 같이 분할된 로터블레이드를 이용하여 비틀림각 변화에 따른 공력을 측정하였다.

데이터에 대한 정확성을 높이기 위하여 샘플링 주파수(Sampling Rate)를 1-20 KHz까지 다양하게 변화시키면서 실험측정을 수행하였으며, 모든 구간에 대하여 오차율 1% 미만으로 나타나 본 연구에서는 10KHz의 샘플링 주파수를 사용하였다. 또한 동일한 실험을 3회 실시하여 그 평균값으로 결과를 분석하였다.

2.4 추력계수와 동력계수

회전차의 설계를 공정하게 비교하기 위해서 추력계수와 동력계수가 사용된다. 이러한 값들은 고정익 항공기에서의 양력계수와 항력 계수에 대응되는 양이라 할 수 있다[8].

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho V_T^2 A} \quad (1)$$

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho V_T^3 A} \quad (2)$$

추력계수(C_T)와 동력계수(C_P)를 구하는 식은 식(1)과 식(2)와 같으며, 여기서 T 는 로터블레이드의 추력, ρ 는 대기 밀도, V_T 는 로터블레이드의 끝단 속도, A 는 로터블레이드의 원반면적, P 는 동력이다.

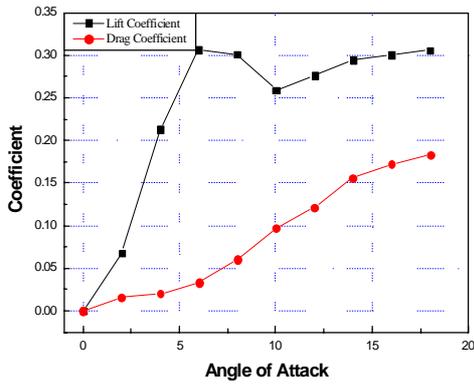


Fig. 6 Lift and Drag Coefficient of wind tunnel test

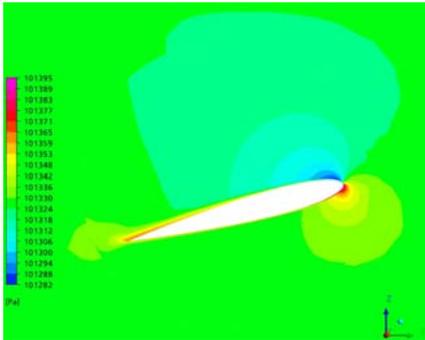


Fig. 7 Pressure contour plot at 0.19m to span direction ($\alpha_R=15^\circ$)

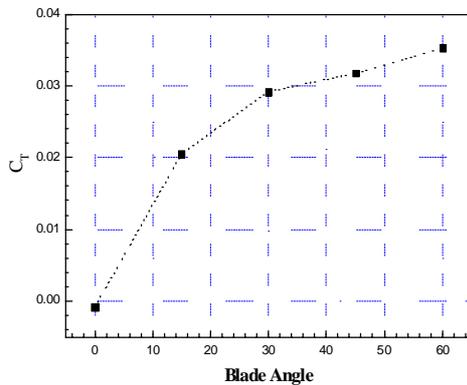


Fig. 8 Thrust coefficient for the CFX

3. 실험결과 및 분석

3.1 풍동실험 결과

전체적인 실험에 앞서 제작한 블레이드의 신뢰성을 얻고자 풍동실험을 하였다. 실험은 2×10^4 의 저 레이놀즈수에서 받음각의 변화에 따라 Fig. 6에 양력계수(Lift Coefficient)와 항력계수(Drag Coefficient)를 나타내었다. NACA0012 에어포일의 경우 대부분 14° 이후에 실속(stall)이 나타나지만 6° 부분에서 최대 양력이 나타났고 $7 \sim 8^\circ$ 사이에서 실속(stall)이 발생하였다. 이는 대칭형 익형의 양력과 항력이 레이놀즈수가 작을수록 실속이 일어나는 구간이 빨라진다는[8].

3.2 CFD기법

쿼드러터에 블레이드의 공력을 측정하기 위해 실험과 계산을 병행했다. 해석에 사용한 범용 CFD Software는 CFX Solver를

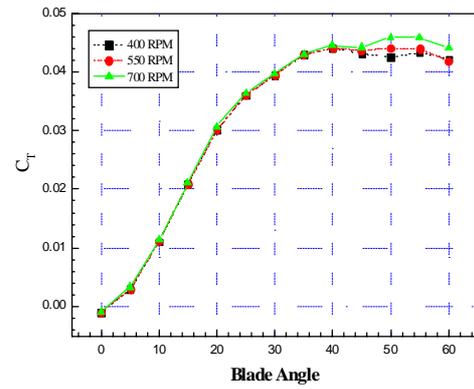


Fig. 9 Thrust coefficient with pitch angle

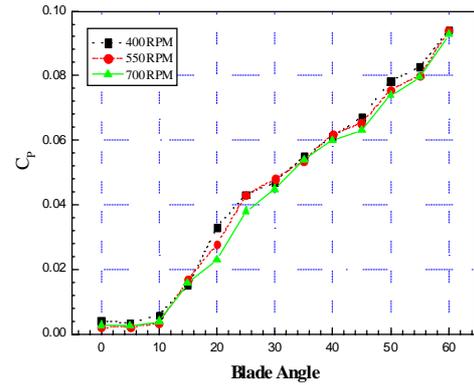


Fig. 10 Power coefficient with pitch angle

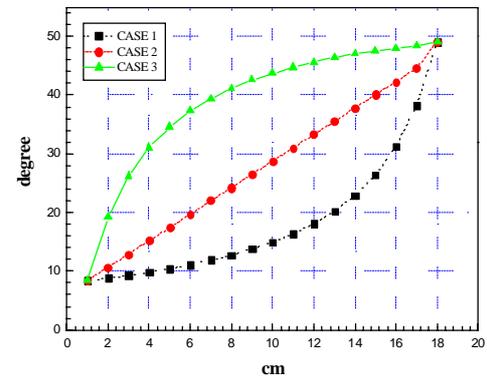


Fig. 11 Twist angle setup

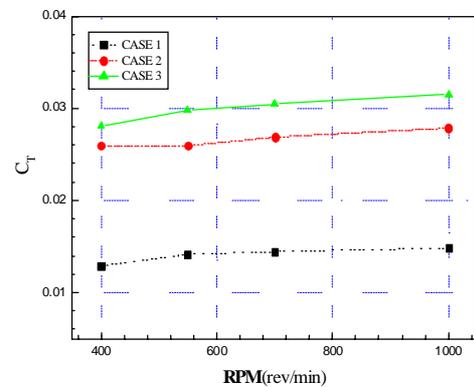


Fig. 12 Thrust coefficient with twist angle

사용하여 계산했다. 피치각($0^\circ \sim 60^\circ$; 15° 간격)의 바꾸어 가면서 실험과 동일 조건으로 압력분포와 공력을 계산하였다. Fig. 7은 블레이드의 스패로부터 0.19m 부분의 압력분포도를 나타내었다. 계산된 로터블레이드 추력계수를 Fig. 8에 나타내었다.

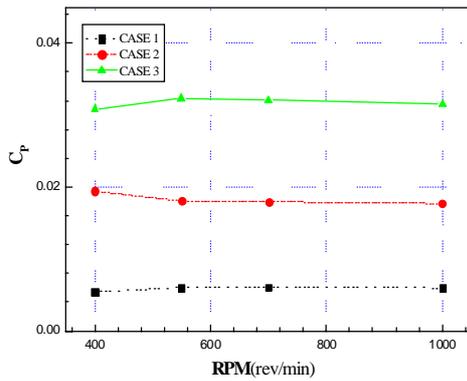


Fig. 13 Power coefficient with twist angle

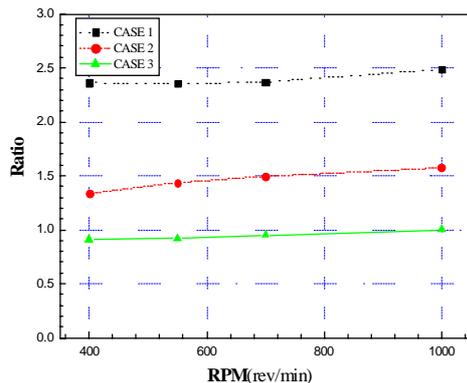


Fig. 14 Ratio of Trust and Power coefficient

3.3 일체형 블레이드

일체형 블레이드의 공력측정 결과를 Fig. 9와 10에 나타냈다. 피치각이 낮을 경우, 유도 흐름의 영향이 미비하여 rpm의 차이에 따른 추력계수가 유사하나 50° 부근에서 실속으로 인해 추력계수의 기울기가 포화상태에 다다르나 그 크기는 뚜렷하다. 10° 근처에서 피치각에 따른 동력계수의 기울기가 크게 증가하다 이후에서는 선형적으로 나타난다. 즉, 피치각에 따른 추력계수의 증가량과 동력계수의 증가량은 반비례적인 경향이 나타났다.

3.4 분할형 블레이드

분할된 블레이드의 비틀림각을 Fig. 11에 도시한다. 최적의 비틀림각을 찾기 위해 분할된 블레이드를 이용하여 실험하였다. 회전자 추력을 내기위하여 필요한 유도 동력을 최소로 하는 방법으로 비틀림각이 1/r에 비례하도록 하는 이상비틀림각을 제시했다(CASE 1)[9]. 보통 제작의 용이성을 위해 전체 길에 걸쳐 8°의 선형적인 비틀림을 주는 경우가 많다. 따라서 선형적인 경우(CASE 2)와 이상 비틀림각의 반대되는 경우(CASE 3)로 비틀림각을 설정하여 회전수를 변경하며 실험하였다. 비틀림각에 따른 추력계수와 동력계수를 Fig. 12와 13에 나타내었다. Fig. 14는 C_T / C_P 의 비율을 나타내었다. 경우 1에 비해 2와 3의 경우 높은 추력계수를 획득하였지만 그에 상응하는 동력계수 또한 높은 값을 갖는다. 이는 이상비틀림을 갖는 경우 1이 효율적 측면에서 가장 뛰어난을 보여준다.

4. 결론

쿼드로터의 경우 헬리콥터와 달리 고정익을 사용하기 때문에 로터블레이드에 대한 최적설계가 필요하다. 최적설계를 위해서

제작한 블레이드를 이용하여 풍동실험결과를 나타냈다. 로터블레이드의 공력을 측정하기 위해 실험과 계산을 병행했다. 계산값의 추력계수가 실험값과의 오차가 나타나지만 동일한 경향을 보였다. 이상적인 비틀림각을 위해서는 비틀림각에 따른 다량의 로터블레이드를 제작해야하며, 이때 많은 제작비용과 시간이 소요된다. 이에 본 연구에서는 NACA0012 에어포일을 이용하여 일체형 블레이드와 분할된 블레이드를 제작하였다. 쿼드로터 블레이드의 형상 설계에서 효율성 및 안정성을 결정할 때는 피치각 및 속도에 따른 추력계수와 동력계수가 필수적으로 고려되어야 한다. 이를 위해 일체형 블레이드를 이용하여 피치각과 속도의 변화에 따라 공력을 측정하였다. 또한 블레이드의 이상적인 비틀림각을 찾기 위해 분할된 블레이드를 이용하여 몇 가지 비틀림각 조합을 통한 공력측정 실험을 하였다. 분할형 블레이드의 선형적인 비틀림각을 가지는 경우 일체형 블레이드 보다 높은 추력계수를 나타내었다. 그중 경우 1의 이상비틀림이 가장 뛰어난 효율을 보였다. 본 실험에서 얻은 공력측정 데이터들은 쿼드로터 블레이드를 설계하는데 기초적인 데이터로 제공될 수 있을 것으로 기대된다.

추후 분할형 블레이드의 추력 향상과 여러 형상의 에어포일을 분할형 블레이드로 제작하여 블레이드 설계시 에어포일의 공력특성을 상호 비교하겠다. 공기역학적인 관점에서 상호 관계 연구할 예정이다.

후 기

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

참고문헌

- [1] 심현철, 이현호, 이교일, "모형 헬리콥터 정지비행제어에 관한 연구," 대한기계학회논문집, 제18권, 제6호, 1994, pp. 1399-1411.
- [2] Scott D. Hanford, Lyle N. Long, and Joseph F. Horn, "A Small Semi- Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle(UAV)," AIAA, 2005, Paper No. 2005- 7077.
- [3] M. Chen and M. Huzmezan, "A Combined MBPC/2 DOF H ∞ Controller for a Quad Rotor UAV," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003.
- [4] Erdinc Altug, James P. Ostrowski, Robert Mahony, "Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback," Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Robotics & Automation, 2002.
- [5] 김상진, "헬리콥터 로터 블레이드 예비설계를 위한 에어포일 공력해석," 한국항공우주학회지, 제33권, 제6호, 2005, pp. 21-30.
- [6] Caradonna, F.X. and Tung, C, "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM-81232, 1981.
- [7] 제상언, 정현주, 김도준, 조창열, 명노신, 박찬우, 조태환, "정지비행시 헬리콥터 로터 블레이드의 공력해석 및 최적화," 한국전산유체공학회 춘계학술대회논문집, 2007, pp. 125-129
- [8] Frank M. White, Fluid Mechanics 5th edition, McGraw Hill Korea, 2004.
- [9] 이수갑, 최기영, 장세명, 헬리콥터공학, 인터뷰전, 2004.