

동축 반전 시스템의 공력측정

김수연* · 최종욱** · 김성초**

Aerodynamic Force Measurement of Counter-Rotating System

Suyeon Kim*, Jongwook Choi**, and Sungcho Kim**

Key Words : Aerodynamic Force(공력), Counter-rotating(동축반전), Thrust Coefficient(추력계수), Power Coefficient(동력계수)

Abstract

In the case of the general helicopter among rotorcraft, length of the rotor blade for thrust-generation is longer than that of fuselage and tail rotor is required in order to compensate moment of the fuselage. For those reasons, enough space for take-off and landing should be secured and an accessibility for building is low. Also, the accidents caused by tail rotor occur frequently. However, the case of counter-rotating has merits that tail rotor is unnecessary as well as length of the rotor blade can be shortened but has a weakness that the weight of body is increased. In the present study, aerodynamic force measurement on single rotor system equipped with NACA0012 airfoil, which has aspect ratio of 6 and chord length of 35.5 mm, was carried out. And measurement was conducted with blade which has a half size of the former blade by using single motor counter-rotating. Aerodynamic force measurement was acquired by using 6-component balances and coefficients of thrust and power were derived along the pitch angle varying from 0° to 90° with the increment of 10°. Those aerodynamic force data will be utilized for the design and production of brand-new counter-rotating rotor blade system which has same thrust with single blade system and provides a good accessibility to building by reducing its blade length.

1. 서론

회전익기 중 일반적인 헬리콥터는 로터 블레이드가 한쪽 방향으로만 회전하기 때문에, 기체의 회전 모멘트를 상쇄하기 위해서는 꼬리회전익(Tail Rotor)이 필요하다. 꼬리회전익은 헬리콥터 사고원인의 30%를 차지할 정도로 안전상 문제가 많으며, 엔진 출력이 회전 모멘트를 상쇄시켜주기 위해서만 사용되고, 추력증가에는 아무런 기여를 하지 못한다는 단점이 있다[1]. 또한 상대적으로 길이가 긴 로터 블레이드로 인하여 이·착륙 시 충분한 공간 확보가 필요하며, 건물에 대한 접근성도 떨어진다. 일반적으로 건물이나 차량이 근접할 수 없는 곳에서 인명구조를 하게 될 때 헬리콥터를 사용하게 된다. 그러나 건물근처에서 헬리콥터가 제자리 비행을 하는 Fig. 1의 경우 지면 효과를 줄이거나 반전시켜 지면에 흐르는 공기들이 위쪽으로 꺾이게 되어 결국 다시 회전을 통과하는 재순환 유동패턴이 만들어져서 헬리콥터의 성능저하를 가져온다[2]. 따라서 일반 헬리콥터와 비교하였을 때 건물에 대한 접근성이 좋으며, 건물근처에서 안정된

제자리 비행을 위한 동축반전 시스템에 대한 연구가 필요한 실정이다.

동축 반전 시스템은 러시아에서 1900년대 초반부터 연구가 진행되어 왔지만, 1960년대 Sikorsky에서 ABC(Advancing Blade Concept)로터 시스템 연구 이후 러시아를 제외한 나라에서는 동축 반전 시스템에 관한 연구는 사실상 중단되었다[3]. 동축 반전 시스템은 두 쌍의 로터 블레이드를 반대방향으로 회전시켜 동체의 회전 모멘트를 상쇄시켜주기 때문에 꼬리회전익 부분이 필요 없다. 또한 일반적으로 소비동력에 비해 양력이 크고 정지비행

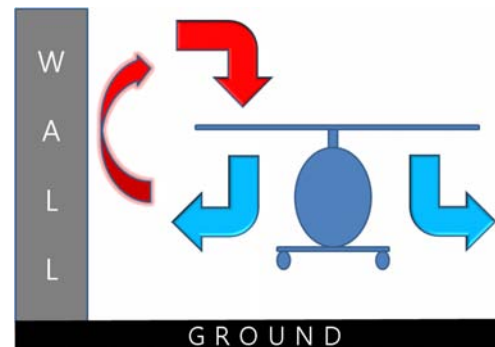


Fig. 1 Influence of buildings on a hovering helicopter

* 순천대학교 자동차공학전공,
kaosky@mail.sunchon.ac.kr

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

과 고속비행에서 비행안정성이 뛰어나다. 특히, 전진비행시 후퇴면에서 동적 실속(Dynamic Stall)과 전진면에서 압축성 효과가 두 쌍의 로터블레이드에서 어느 정도 보상을 받기 때문에 단일 로터 블레이드에 비해 전진속도의 제한도 상대적으로 덜 받는다 [4-5]. 하지만 기체구조가 기구학적으로 복잡하며, 2개의 로터로 인하여 중량이 증가한다는 단점이 있다.

본 연구에서는 먼저 단일 블레이드와 단일 모터로 구성된 일반적인 로터 블레이드 시스템을 제작하였다. 그 다음으로 단일 블레이드 1/2길이의 로터 블레이드 두 쌍과 기어를 이용하여 동축반전 시스템을 제작하였다. 동축반전 시스템에는 일반 로터 블레이드 시스템과 동일한 사양의 단일 모터가 사용되었으며, 일반 로터 블레이드 시스템과 비교하였을 때 블레이드 길이는 절반이고, 블레이드 개수는 두 배인 차이점을 갖는다. 이와 같은 동축반전 시스템은 건물에 대한 접근성을 높임과 동시에 중량증가를 최소화 하기 위한 것이다. 본 연구의 목적은 이와 같이 제작된 두 시스템에 대하여 추력계수와 동력계수를 구하고 공력특성을 파악하는데 있다.

2. 장치구성 및 공력측정 방법

2.1 로터블레이드 시스템 설계 및 제작

공력측정을 위한 일반 로터 블레이드 시스템은 Fig. 2에 나타난 것과 같이 NACA0012 형상의 단일 블레이드를 사용하였으며, 동축반전 시스템의 경우 Fig. 3과 같이 구성하였다. 이때 블레이드의 중형비는 6이고, 코드길이는 35.5mm이며, 동축반전에 사용된 블레이드의 길이는 단일 블레이드의 절반이다. 블레이드 설계는 카디아(CATIA V5)를 이용하였으며, 블레이드 및 동축반전 시스템의 기어부분은 RP(Rapid Prototype)방식으로 제작하였다. 또한 블레이드 지지대는 알루미늄으로, 그 연결부분은 탄소강으로 제작하였다.



Fig. 2 Single blade



Fig. 3 Counter-rotating system

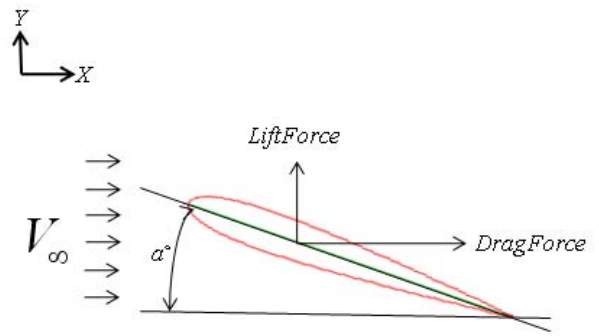


Fig. 4 Profile of wind tunnel test

2.2 풍동실험

앞에서 설계된 NACA0012 형상의 에어포일에 대한 신뢰성을 검증하기 위하여 풍동에서 공력천칭을 이용하였으며, Fig. 4와 같이 양력과 항력을 측정하고 식(1)과 식(2)에 대입하여 양력계수와 항력계수를 구하였다. 풍동사양은 토출식으로 최대 11 kw, 30 m/s까지 측정가능하며, Test section의 크기는 400×400 mm²이고 난류강도는 0.5%미만이다. 풍동실험 조건으로는 일반 로터 블레이드 시스템과 동축 반전 시스템에서 실험할 500RPM(레이놀즈 수 약 2×10⁴)에서 받음각 0~20°까지 2°간격으로 측정하였다.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 A_p} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 A_p} \quad (2)$$

여기서 L 는 에어포일의 양력, D 는 에어포일의 항력, ρ 는 공기 밀도, V_{∞} 는 유입속도, A_p 는 투영면적이다.

2.3 추력계수와 동력계수

일반적으로 고정익의 경우 공력특성을 알기 위해서 식(1)과 식(2)와 같은 양력계수와 항력계수를 사용하지만, 헬리콥터 회전익의 경우 식(3)과 식(4)와 같은 추력계수와 동력계수를 사용한다. 이때 기준 속도는 회전차 끝단의 속도(V_T)를 사용한다[2].

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

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho V_T^3 A} \quad (4)$$

여기서 T 는 로터블레이드의 추력, P 는 로터블레이드의 동력, A 는 로터 블레이드의 원반면적이다.

2.4 장치 구성 및 공력측정 방법

로터 블레이드의 공력측정을 위한 장치는 Fig. 5와 같으며, 전원공급기(Power Supply, DC/30V/5A), 모터(Motor, 24DC/20W/1.2A, 3000RPM), 공력천칭(Balance, 측정범위 ±5kg), 회전계(Tachometer, 오차 범위 0.1%), 증폭기(CTA-1000), A/D Converter 등으로 구성된다. 이때 회전계는 블레이드의 속도를

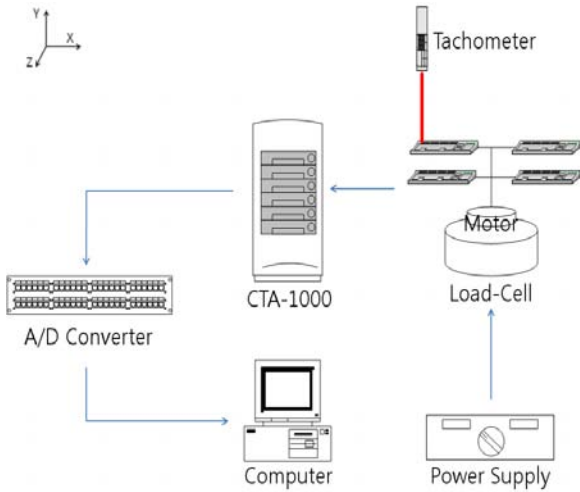


Fig. 5 Schematic diagram of the experimental setup

측정하고, 로드셀 타입의 6분력 공력천칭은 힘과 모멘트를 구할 때 사용한다. 블레이드의 피치각은 $0^\circ \sim 90^\circ$ 사이에서 10° 간격으로 변화시켰으며, 동축 반전 시스템의 로터의 간격(H/D; H는 블레이드 간 높이, D는 블레이드 직경)은 0.105로 설정하였으며, 이때 피치각은 $\theta_{low} = \theta_{upp} + 1.3^\circ$ 에서 최적의 성능을 얻을 수 있다[6-7].

3. 실험결과 및 고찰

3.1 풍동실험 결과

일반적으로 익형의 경우 레이놀즈수를 증가시키면 기울기는 거의 변하지 않으면서 최대양력과 실속각도는 커지고 항력계수가 줄어드는 효과가 나타나고, 레이놀즈수가 약 3×10^6 인 익형 블레이드의 경우 12° 의 받음각에서 실속이 일어난다[9]. 본 연구에서는 약 2×10^4 인 상대적으로 낮은 레이놀즈수에서 실험을 수행하였으며, Fig. 6과 같이 최대양력이 6° 의 받음각에서 나타났고, 실속은 $7^\circ \sim 8^\circ$ 의 받음각 사이에서 일어났다. 이 후에 양력계수 곡선은 전형적인 실속 후의 양상을 보이게 되었다. 그에 따라서 받음각이 증가할수록 항력은 전체적으로 증가 하고 실속이 일어난 부분에서는 급속히 증가하는 것을 볼 수 있었다

3.2 단일 블레이드 공력측정 결과

단일 블레이드 시스템에 대한 공력측정 결과는 Fig. 7과 Fig. 8과 같다. 로터 블레이드의 회전수가 각각 500, 1000, 1500 RPM 일 때의 추력계수와 동력계수이다. 피치각이 증가할수록 추력계수와 동력계수가 증가하였으며, 이러한 계수값은 형상에 의존하기 때문에 회전수에는 거의 변화가 없었다. 추력계수는 피치각이 커지면서 비교적 완만하게 상승하였고 동력계수는 피치각이 커지면서 급격히 상승하였다.

3.3 동축 반전 시스템 공력측정 결과

로터 블레이드의 회전수에 따른 추력계수와 동력계수는 거의 일정한 관계로 동축 반전 시스템에서는 회전수가 500RPM일 때의 추력계수와 동력계수를 구하였다. 단일 블레이드 시스템과 동축 반전 시스템의 추력계수와 양력계수를 비교한 결과는 Fig. 9와 Fig. 10에 도시한다. 피치각은 $0^\circ \sim 90^\circ$ 까지 변화시켜가면서

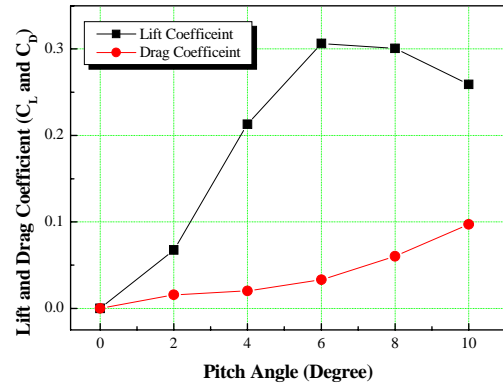


Fig. 6 Life and Drag Coefficient of Wind tunnel test

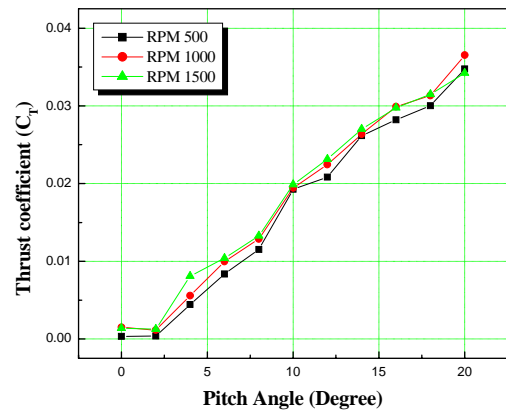


Fig. 7 Thrust Coefficient of single blade

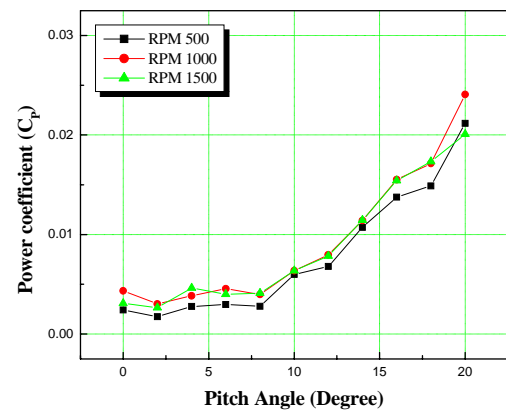


Fig. 8 Power Coefficient of single blade

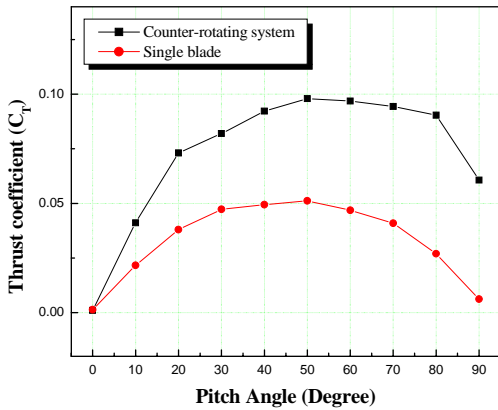


Fig. 9 Thrust Coefficient of Counter-rotating system and Single blade

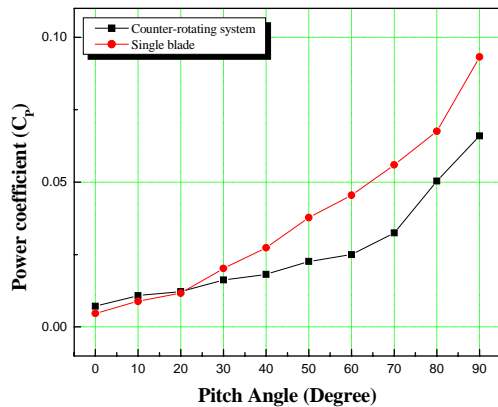


Fig. 10 Power Coefficient of Counter-rotating system and Single blade

구하였으며, 피치각이 증가함에 따라 두 시스템 모두 포물선 형태의 곡선을 그렸다. 단일 블레이드 시스템의 경우 45°를 기준으로 상승과 하강이 이루어졌으며, 동축 반전 시스템의 경우 50°~60°근처까지 추력계수가 상승하였다. 또한 동축 반전 시스템의 경우 단일 블레이드 시스템보다 높은 추력계수를 나타냈었으며, 단일블레이드에 비해 낮은 동력계수를 나타내었는데 이는 제자리 비행하는 동축 반전 시스템이 위 로터에서 발생한 후류가 수축되기 때문에, 아래 로터 블레이드의 끝 쪽에서 윗씻음(upwash)과 함께 교란되지 않은 공기를 받게 되고 이는 아래 로터에서 유효 디스크 면적(effective disk area)이 증가하여 회전면의 하중(disc Loading)과 동력이 감소[3]하게 되기 때문이다. 동력대비 추력의 값도 높아 추력뿐만 아니라 효율이 더 좋게 나타났다. 동축 반전 시스템에서의 동력계수는 약 60°이후에서 급속하게 증가하였으며, 이것은 60°이후의 피치각에서 실속이 발생한 것으로 예측된다.

4. 결론

일반적인 헬리콥터는 로터블레이드 때문에 건물 접근성이 떨어진다. 따라서 차량이 접근하기 힘든 건물의 인명구조나 건

물의 화재시 많은 어려움이 뒤따르고 있다. 이에 본 연구는 최근 수직이착륙이 가능한 선상 탑재용이나, 무인항공기의 중요성이 높아지고 있는 동축 반전 시스템을 이용하였다. 하지만 동축 반전 시스템은 중량이 증가하고 구조가 복잡하다는 단점을 가지고 있다. 따라서 단일 모터를 사용하는 동축 반전 시스템을 이용하여 중량을 줄이고 블레이드의 길이를 반으로 줄여 건물에 대한 접근성을 대폭 향상시킨 동축 반전 시스템을 제작하고 공력측정을 수행하였다. 동축 반전 시스템의 경우 단일 블레이드 시스템과 비교하였을 때 동력계수 대비 높은 추력계수를 나타내었다. 이와 같은 결과는 동축 반전 시스템을 이용하여 보다 다양한 형태의 로터 블레이드 시스템을 개발하는데 기초적이 데이터로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

참고문헌

- [1] A. Vuillet and F. Morelli, "New Aerodynamic Design of the Fenestron For Improved Performance", AGARD-CP-423 (1987)
- [2] S. Newman, "The Foundations of Helicopter Flight", (1994), pp.30-31, pp.37-38
- [3] C. P. Coleman, "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", *19th European Rotorcraft Forum*, Sep.14-16 (1993), pp.D11.1-11.28
- [4] Alfred Gessow and G. C. Myers JR. , "Aerodynamics of the Helicopter", *Frederic Ungar Publishing Co.* (1967)
- [5] J. Seddon, "Basic Helicopter Aerodynamics", *BSP Professional Book* (1990), London
- [6] T. Nagashima and K. Nakanishi, "Optimum Performance and Load Sharing of Coaxial Rotor in Hover", *Journal of Japan Society for Aeronautics and Space Sciences*, Vol.26, No.293, June (1978), pp.325-333
- [7] T. Nagashima and K. Nakanishi, "Optimum Performance and Load Sharing of Coaxial Rotor in Hover", *Vertica*, Vol.7, (1983), pp.325-333
- [8] 이관중, "동축 반전 헬리콥터 로우터 주위 유동장에 대한 수치해석", *서울대학교*, (1998)
- [9] F. M. White, "Fluid Mechanics 5th edition", *McGraw Hill* (2004), pp.496-498