

Article

측풍 조건을 고려한 로터블레이드 형상의 공력성능에 대한 실험적 연구

강승희*, 유기완**

An Experimental Study on Aerodynamic Performance of a Rotor-Blade Configuration under Cross-Wind Conditions

Seung-Hee Kang*, Ki-Wahn Ryu**

ABSTRACT

In the present study, a wind tunnel test for a rotor-blade configuration was conducted to investigate a basic aerodynamic performance and a effect of the cross wind. The diameter of the configuration was 1.46 m and the test was carried out for both a clean and a tripped configurations. The boundary layer for the trip configuration was simulated by zig-zag tape and the test performed on constant-velocity and constant-rotational modes. It was shown that the test result for the tripped configuration reduces the maximum power coefficient by 9.4% ~ 12.1% compared to the clean one. Within 5° of the flow angle, there is no significant loss of power, however, the coefficient is reduced by 5.3% ~ 36.7% in the range of 10° ~ 30°.

Key words : Rotor-Blade Configuration(로터 블레이드 형상), Wind-Tunnel Test(풍동시험), Cross-Wind Effect(측풍 영향), Boundary-Layer Trip(경계층 천이), Test Stand(시험 장치)

1. 서론

프롭팬 엔진의 경우 높은 바이패스비 항공기에 비해 순항조건에서의 효율이 약 15% 정도 크다고 알려져 있다. 이러한 프롭팬 항공기와 같이 프로펠러로 추력을 얻는 항공기의 경제적인 운항을 위해서는 연료 소비를 최소화 할 수 있는 최적의 엔진 개발이 이루어 져야 하며, 이는 고효율 프로펠러 개발을 통하여 가능하다.[1, 2] 또한, 수직 이·착륙기와 고성능 헬리콥터 로터 블레이드 등의 개발을 위해서는 최적 설계 기법 뿐 아니라 다양한 운용 조건에서의 정확한 성능 검증이 이루어 져야 된다.[3]

현재 로터 블레이드 및 프로펠러의 개발 과정에서 최적 설계된 형상의 다양한 운용조건에서의 성능 예측을 위해서 블레이드 요소 이론(blade element momentum theory)과 비행시험(flight test) 그리고 풍동시험(wind tunnel test)이 주로 수행되고 있다. 비행시험의 경우 실제 조건에서의 시험이 이루어 진다는 장점이 있으나 비용이 상대적으로 과다하게 소요되고, 블레이드 자체만의 공력성능을 확인하기 어렵다는 문제점이 있다. 블레이드 요소 이론은 흐름 각이나 피치각이 크지 않는 부착흐름의 경우 시험 결과와 유사한 경향을 보이지만 흐름의 박리가 존재하는 영역에서는 많은 차이가 발생된다고 알려져 있다. 이에 반해 풍동시험은 일부 로터 블레이드의 경우 축소모형을 사용하여야 하는 문제점이 있지만, 매우 균일한 흐름조건을 제공하기 때문에 설계조건에 가장 근접한 조건으로 시험이 가능하다는 장점이 있다. 또한, 개발 단계에서의 정확한 풍동시험은 비행시험 전 위험요소 들의 사전 점검이 가능하며, 이는 불확실성이

Received : 14. Apr. 2017. Revised : 17. Jun. 2017.

Accepted : 29. Jun. 2017

* 전북대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : ksh@jbnu.ac.kr

전북 전주시 덕진구 백제대로 567

** 전북대학교 항공우주공학과

많다고 알려진 회전익 항공기의 수직 이·착륙 및 측풍 조건에서의 정지비행 그리고 전진비행시 위험요소를 사전에 확인할 수 있고 이로 인해 안전한 초도 비행이 가능하다는 장점이 있다.[3]

직경이 10m가 넘는 헬리콥터 로터 블레이드의 경우, 실물에 대한 시험이 가능한 풍동은 전세계적으로 극히 제한적이다. 그러나 터보프롭 항공기, 수직 이·착륙기 등의 프로펠러의 개발과정에서 성능 예측을 위해 선진 개발국에서는 실물크기 형상을 사용한 풍동시험 연구가 주로 수행되고 있다.[3,6,7] 이에 비해 국내에서는 주로 무인기 등의 상대적으로 작은 크기의 로터 블레이드에 대한 연구가 이루어져 왔다.[8] 따라서, 국내에서도 회전익 항공기 등의 프로펠러 개발시 성능 검증 및 비행시험 전 단계에서 다양한 불확실성 해소를 위해서는 기본적인 성능시험에 대한 풍동시험 기법 확립 뿐 아니라 측풍 등 다양한 조건에서의 관련 연구가 필요하며 새로운 프로펠러 형상설계 및 성능 해석 프로그램 개발을 위해서는 다양한 조건에서의 정확한 시험자료 등의 확보가 매우 시급한 상황이다.

본 연구에서는 프로펠러 및 로터 블레이드 형상의 설계단계에서의 기본적인 공력성능 검증 및 프로펠러 항공기의 초도 비행시험시 안전한 초도 비행시험을 위한 위험요소 사전 확인과 풍동시험 기법 확립 및 측풍 영향에 따른 공력성능 변화를 연구하였다. 이를 위해 직경 1.46 m 크기의 형상을 제작하여 공군사관학교 중형 아음속풍동에서 풍동시험을 수행하였다. 기본 조건에서의 공력특성을 파악하기 위해 고정된 풍속에서 회전수를 변화시키면서 날개 끝 속도 비 변화에 따른 출력변화를 측정하는 시험과 고정된 회전수 조건에서 속도를 변화시키면서 출력의 변화를 측정하는 시험을 수행하였다. 이를 위해 전용 시험장치를 제작하였다. 풍동시험은 매끈한 표면의 기본형상과 지그-재그 테이프(zig-zag tape)를 사용하여 경계층을 천이시킨 형상에 대해 수행하였으며 이에 따른 성능 변화를 비교하였다. 흐름각 변화를 통해 측풍 조건을 모사하였으며, 이에 따른 출력계수 변화를 측정하여 기준 조건에서 수행된 결과와 상호 비교하는 연구를 수행하였다.

II. 풍동 및 모형

2.1 풍동 및 시험장치

본 연구에 사용된 풍동은 단일 폐회로 순환식인 공군사관학교의 중형 아음속풍동이며 2개의 시험부를 보유하고 있다. 제 1 시험부는 2.45m (H) × 3.5m(W) × 8.7m(L) 이며 이 시험부가 설치되는 경우 수축비는 7.26:1 이다. 제 2 시험부는 3.67m (H) × 5.25m(W) × 8.0m(L) 이며 이 경우 수축비는 3.23:1 이다. 본 연구에서는 제 1 시험부를 사용하였다. 풍동송풍기는 직경 5.25m로 20개의 블레이드가 장착되어있으며 2.1MW 교류모터에 의해 구동된다. 풍속은 5 ~ 92m/s이며, 풍속은 ±0.03m/s 범위 내에서 제어된다. 빈 시험부내의 압력계수 구배는 74m/s에서 0.001/m이다. 흐름각은 피치와 옆미끄럼각은 0.1° 이내이다. 흐름의 난류도는 74m/s에서 길이방향으로 0.04%, 횡방향과 수직방향으로 각각 0.09%이다.[9]

본 연구에서는 로터 블레이드 형상의 공기성능을 측정하기 위해 전용 시험 장치를 제작하였다. 시험장치에는 토크를 측정하기 위한 토크센서, 로터 블레이드와 토크센서 그리고 모터를 연결하기 위한 커플링이 설치되어 있으며 로터에서 발생하는 축력을 흡수하고 회전축 유지를 위해 추력베어링이 설치되었다. 시험장치 외부형상은 시험시 내부 시험장치 기준점 선정 용이성 등을 고려하여 사각형으로 제작되었다. 시험장치의 폭과 높이는 각각 0.18m로 로터 직경 대 폭 비는 0.123이다. 시험장치의 나셀에는 장기간 시험 중에도 발열에 의한 문제가 발생되지 않도록 냉각 홀이 설치되었다. 시험장치의 지지는 SM45C 재질의 원형 스틱(sting)을 사용하였으며, 로터 회전면과의 간섭이 발생하는 영역은 직경 0.07m 회전면 외부의 영역은 직경이 0.1m로 로터 회전면과의 간섭을 최소화 하도록 하였다. 시험장치의 모터는 HIGEN사의 2.2kW 용량 DW-FMAKN22이며, FDA7020 드라이버를 사용하여 구동하였다. 드라이버는 노이즈 필터가 장착된 콘솔에 설치하였으며, 시험 중 자료획득 장치와의 간섭이 최소화 되도록 별도의 전원으로 구동토록 하였다. 모터의 구동은 HIGEN에서 제공되는 P-DORI for FDA7000 Ver. 1.9를 사용하여 RS232C 통신으로 회전수를 제어하였다. 로터의 회전에 따른 회생전압을 처리하기 위해 12.5 Ω 3.5kW 용량의 회생저항을 설치하였다. 로터 블레이드에서 발생하는 토크는

Table 1. Specification of HBM T20NW.

Parameter	Spec.
Nominal Torque	20 N.m
Characteristic tolerance	$\pm 0.2 \%$
Nominal output signal	-10 ~ 10 V
Cut-off frequency	200 Hz
Nominal speed	10,000 rpm

$\pm 0.2\%$ 정확도의 HBM사의 T20NW 토크 센서를 사용하였다. T20NW 토크센서의 세부 사양은 Table 1과 같다. 로터 블레이드의 회전수는 회전축 키 홈 부근에 근접센서 (BALLUFF BES 516-3005-G-E4-C-PU-05)를 설치하여 매 시험시 실시간으로 측정하였다. 로터 블레이드의 측풍조건 모사를 위한 흐름각은 풍동시험부에 설치된 회전반을 사용하여 조절하였다.

2.2 모형 및 풍동시험

본 연구에 사용된 로터 블레이드 형상의 직경은 약 1.46m이며 블레이드 하나 자체의 길이는 약 0.7m이다. 블레이드 형상에 대한 자세한 설명은 참고문헌 [10, 11]에 제시되어 있다.

시험부 자유흐름 속도 및 동압은 수축부 입구와 출구 부근에서의 정압 및 차압을 측정하여 풍동 시험부 교정시 구한 계수를 사용하여 계산하였다. 이를 위해 100 torr 차압 센서(MKS-698, 13.33 kPa, 정밀도 $\pm 0.05\%$ reading) 1개와 1,000 torr 절대압 센서(MKS-690, 133.33 kPa, 정밀도 0.05 % reading) 1개를 사용하였다. 공기 밀도 및 점도는 Elektronik EE-08-PFT3V11E601/T22 온습도센서 (정밀도 $\pm 2\%$ RH, $\pm 0.3^\circ\text{C}$)로 측정된 온도 및 습도를 사용하여 계산하였다. 모든 자료는 NI PXI-8196 내장형 제어기(embedded controller)와 SCXI-1121 신호처리기(signal conditioner)를 사용하여 계측하였으며, 4 Hz 저역통과필터(low-pass filter)를 사용하여 30초간 획득하여 그 평균을 사용하였다. Fig. 1에 시험 장면을 나타내었다.

풍동시험은 블레이드 피치각을 0° 로 고정하여 수행하였으며, 흐름각 0° 에서의 기본적인 성능시험과 측풍 변화를 모사한 성능변화 시험으로 나누어 수행하였다. 블레이드의 기본적인 공기역학 성능시험은 고정된 속도에서 회전수를 변화시키면서 날개 끝

속도비 변화에 따른 성능변화를 측정하는 고정속도 시험(constant-velocity test)과 고정된 회전수 조건에서 속도를 변화시키면서 성능을 파악하는 고정회전수 시험(constant-rotational test)을 수행하여 그 결과를 상호 비교하였다. 시험이 수행된 블레이드 형상은 표면이 매끈한 기본형상(clean configuration)과 경계층을 천이시킨 형상(tripped configuration)이다. 측풍 영향에 대한 성능시험은 두 형상 중 천이형상에 대해 수행하였다. 경계층을 천이시키기 위해 본 연구에서는 형상, 높이가 일정하게 제작되고 위치 선정이 용이하여 반복성이 뛰어나다고 알려진 지그-재그 테이프를 사용하였다. 본 연구에 사용된 테이프의 높이는 0.3mm이며 부착 위치는 각 시위의 10% 지점이다.

시험 장치로 부터 측정된 로터 블레이드의 출력은 장치 내부의 베어링 등의 마찰력 등으로 인한 영향이 포함되게 된다. 이러한 영향을 보정하기 위해 로터 블레이드가 제거된 형상에 대하여 회전수를 변화시키면서 출력 변화를 측정하였다. 시험은 바람이 없는 조건에서 회전수를 0 rpm에서 2,000 rpm까지 증가시키고 다시 2,000 rpm에서 0 rpm으로 감소시키면서 수행하였으며 그 결과를 Fig. 2에 나타내었다.

그림에서 보는 바와 같은 회전수 300 rpm 이하에서는 회전수가 증가함에 따라 토크가 급격히 감소하는 경향을 보이며 회전수 300 rpm 이상에서는 회전수가 증가될수록 토크가 약간 증가되는 경향을 보임을 볼 수 있다. 이는 풍동시험 수행시 시험부의 매우 낮은 온도로 인해 추력베어링 내부의 그리스의 점도

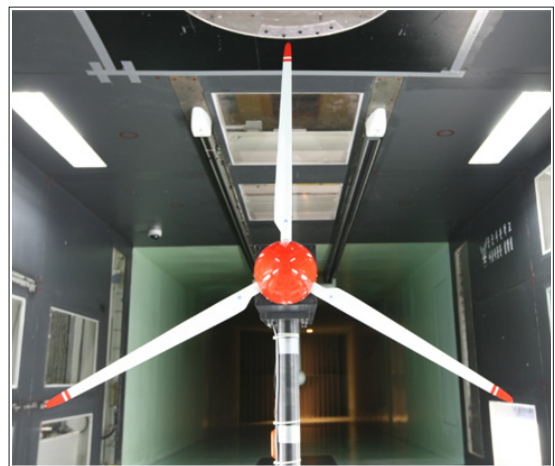


Fig. 1. Test set-up of the rotor-blade configuration in the test section.

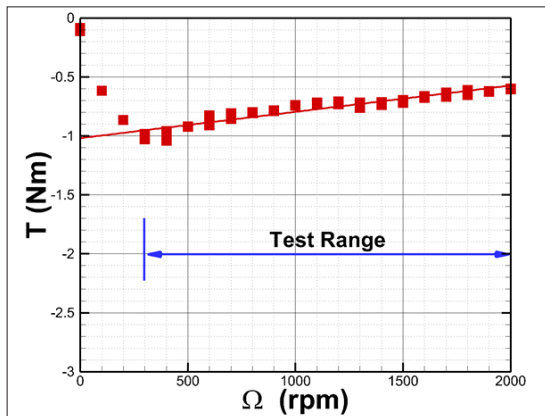


Fig. 2. Torque curve for test stand without the blade at wind-off condition.

가 증가되어 발생하는 것으로 판단되며, 실 풍동시험이 수행된 300 rpm 이상에서 2000 rpm까지는 일괄된 선형적 증가 경향성을 보여 그림에서 보는 바와 같이 선형 최소자승근사법으로 나타내어 각 시험 결과로부터 이를 제거시켜 주었다.

III. 결과 검토

본 연구에서 기본적인 로터 블레이드의 성능 확인을 위해 고정속도 시험과 고정회전수 시험을 수행하였으며 그 결과를 상호 비교하였다. 고정속도 시험은 풍속을 12.3m/s로 고정하고 블레이드 회전수를 300 rpm에서 2,000 rpm으로 변화시키면서 시험이 수행되었다. 고정회전수 시험은 로터 블레이드 회전수를 791 rpm으로 고정된 상태에서 풍속을 5m/s ~ 15m/s로 변화시키면서 시험을 수행하였다. 시험이 수행된 레이놀즈 수는 블레이드 반경 70%의 위치에서의 시위 기준 $6.4 \times 10^4 \sim 4.4 \times 10^5$ 범위이다. 시험은 표면이 매끈한 형상 (기본형상)과 경계층을 천이시킨 형상 (천이형상)에 대해 수행하였으며 그 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

기본형상에 대해 고정속도 시험으로 수행된 경우 그림에서 보는 바와 같이 날개 끝 속도비(λ)가 작은 영역에서는 토크계수와 출력계수는 0 부근을 유지하다가 회전수 증가에 의해 날개 끝 속도비가 증가될수록 $\lambda=3.5$ 부근에서 출력계수의 급격한 증가를 보임을 알 수 있다. 이러한 증가는 $\lambda=5.1$ 까지 지속되며, 이 이후로는 감소되었다가 다시 증가되는 현상을

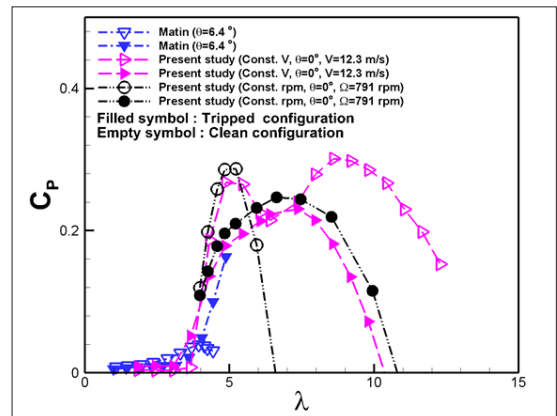


Fig. 3. Performance curve for the rotor-blade configuration.

보인다. 최대 출력계수는 0.273으로 날개 끝 속도비 5.1에서 발생되었다. 표면이 매끈한 기본형상에 대한 고정회전수 시험은 고정속도 시험과 달리 풍속이 안전문제로 인해 낮은 상태에서 높은 상태로 시험하게 되어 날개 끝 속도비는 높은 조건에서 낮은 조건으로 시험이 수행되었다. 본 시험의 경우 모형의 안전문제 등으로 최대 속도가 15m/s로 제한하였다. 고정회전수 시험의 경우 그림에서 보는 바와 같이 낮은 날개 끝 속도비에서 최대 출력계수 지점까지는 고정속도 시험결과와 유사하게 나타남을 볼 수 있다. 회전수 791 rpm에서 시험시 최대 출력계수가 발생하는 날개 끝 속도비는 5.2이고 최대 출력계수는 0.287으로 고정속도 시험과 유사한 결과를 보였다. 그러나 최대 출력계수 지점 이후에는 최대 출력계수 이후에 출력이 감소되다가 다시 증가하는 경향을 보인 고정속도 시험의 경우와 달리, 고정회전수 시험의 경우는 지속적으로 감소하는 현상을 보임을 알 수 있다. 이는 본 로터 블레이드 형상에서 사용된 에어포일의 경우 실속영역에서 발생하는 이력현상(hysteresis)과 두 시험간의 블레이드 유입 흐름 기준 레이놀즈 수 차이 등에 의한 영향으로 발생된 것으로 판단된다.

지그-재그 테이프를 사용하여 블레이드의 표면 부근에서의 경계층을 천이시킨 천이형상에 대한 시험 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 블레이드 표면에서의 거칠기가 증가되면 표면 부근에서의 난류도가 증가되고 이로 인해 최대 출력계수가 감소되는 현상이 발생됨을 볼 수 있다. 그러나 매끈한 형상의 경우 최대 출력계수 지점까지 날개 끝 속도비가 증가하게 되면서 출력계수도 매우 급격한

증가 현상을 보인 것에 비해 천이형상의 경우는 완만한 출력계수 증가 현상을 보임을 알 수 있다. 이러한 현상은 블레이드 표면 경계층에서 발생하는 흐름의 천이 지점과 밀접한 관계가 있는 것으로 판단되며, 천이형상의 경우 지그-재그 테이프가 설치된 영역에서 천이점이 고정되어 난류흐름 영역이 일정하고 이로 인해 흐름의 박리가 기본형상에 비해 상대적으로 지연되어 완만한 출력증가 현상을 보이는 것으로 판단된다. 최대 출력계수는 고정속도 시험의 경우 최대 0.240 그리고 고정회전수 시험의 경우 0.260으로 기본형상에 비해 9.4% ~ 12.1%의 출력계수가 감소하였다. 최대 출력계수 이후의 출력계수는 두 시험의 경우 날개 끝 속도비가 증가할수록 일정하게 감소하는 경향을 보임을 알 수 있었다. 이는 천이형상의 경우 날개 끝 속도비 변화에 따른 블레이드 표면에서의 경계층 천이점 고정 등으로 인해 날개 끝 속도비 증감 또는 감소 변화에 상대적으로 둔감해진 것으로 판단된다. 본 연구에서 수행된 기본형상 및 천이형상에 대해 고정속도 시험 및 고정회전수 시험을 수행한 결과를 Martin[12]이 제시된 결과와 상호 비교하였으며 그 결과를 Fig. 3에 나타내었다. Martin이 제시한 자료는 공탄성 모형으로 피치각 6.4°에 대해 수조에서 시험한 결과이다. Martin의 시험결과는 블레이드 피치각 및 시험환경이 본 연구와 차이가 있고, 시험 모형은 공탄성 모형으로 변형을 고려하지 않은 본 연구의 경우와 차이가 있을 수 있어 직접적인 비교는 어렵지만, 천이형상에 대한 제시 결과가 본 연구와 유사한 경향성을 보임을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 측풍 영향에 따른 출력 변화를 확인하고자 흐름각(ψ) 변화 시험이 수행되었다. 시험은 고정속도 시험과 고정회전수 시험 결과가 유사하게 나타난 천이형상에 대해 수행하였다. 시험은 흐름각을 0° ~ 30° 범위 내에서 5° 간격으로 변화시키면서 수행되었으며, 날개 끝 속도비에 따른 영향을 Fig. 4에 흐름각 변화에 따른 최대 출력계수 변화를 Fig. 5에 나타내었다. 여기서 C_{p0} 는 흐름각 0°때의 출력계수들이다. 그림에서 보는 바와 같이 흐름각이 커질수록 출력계수의 감소가 커짐을 볼 수 있으며, 날개 끝 속도비에 따른 감소폭은 날개 끝 속도비가 6까지는 완만하게 감소하다가 그 이상에서는 가파르게 감소폭이 증가함을 볼 수 있다. 흐름각 변화에 따른 최대 출력계수의 변화는 Fig. 5에서 보는 바와 같이 흐름각 5°이내에서의 0.6%로 매우 작게 나타났으며,

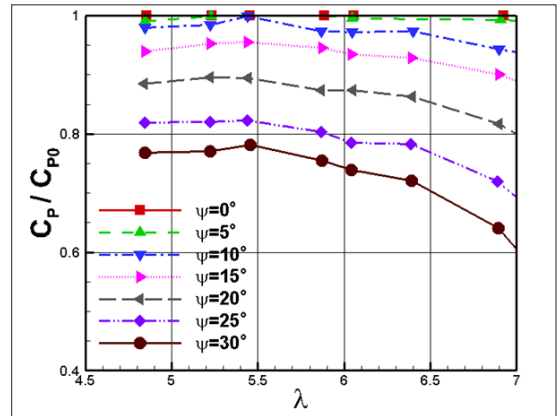


Fig. 4. Power coefficient variation by flow-angle for the tripped configuration.

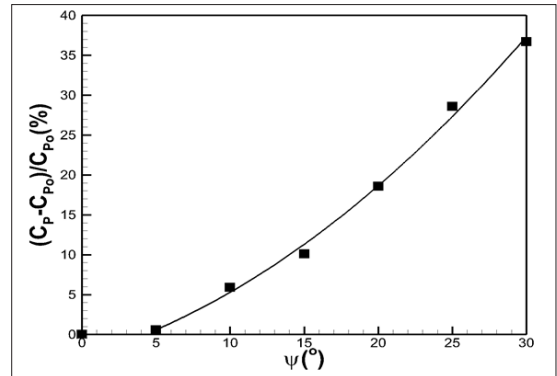


Fig. 5. Maximum power coefficient reduction by flow-angle variation for the tripped configuration.

10° ~ 30° 범위에서 최대 출력계수는 5.3% ~ 36.7%로 측풍에 따라 급격한 출력계수 감소가 있음을 확인할 수 있었다.

IV. 결론

본 연구에서는 프로펠러 및 로터 블레이드 형상의 기본적인 공력성능 검증 및 프로펠러 항공기의 초도 비행시험시 안전한 초도 비행시험을 위한 위험요소 사전 확인을 위한 풍동시험 기법 확립 및 측풍에 따른 공력성능 변화를 연구하였다. 이를 위해 직경 1.46m 로터 블레이드의 형상을 사용한 풍동시험 연구를 수행하였다. 풍동시험은 고정된 풍속에서 회전수를 변화시키면서 날개 끝 속도비 변화에 따른 출력변화를 측정하는 시험과 고정된 회전수 조건에서 속도를

변화시키면서 출력의 변화를 측정하는 시험을 수행하였다. 표면이 매끈한 기본형상의 경우 레이놀즈 수 영향 등에 의해 고정회전수 시험과 고정속도 시험이 다른 경향을 나타나는 것으로 확인되었다. 이에 반해 블레이드 표면 부근의 경계층을 천이시킨 형상의 경우는 두 시험 간에 유사한 경향성을 보이며 기본형상에 비해 9.4% ~ 12.1%의 최대 출력계수가 감소됨을 확인할 수 있었다. 로터 블레이드의 측풍 조건에서의 출력변화는 요각 5° 이내에서는 출력계수 손실은 거의 발생되지 않았지만 10°~30° 범위에서는 5.3%~36.7%의 출력계수 감소가 발생하였다. 본 연구를 통해 제시된 결과는 항공기 프로펠러 및 로터 블레이드의 형상설계 및 성능해석 프로그램의 개발 등에 기초자료로서 활용 가능할 것으로 판단된다.

Reference

- 1) Lange, R. H., "A Review of Advanced Turboprop Transport Activities," AGARD-CP-366, 1984, pp. 1-1~1-16.
- 2) Welge, H. R., "Prop-Fan Integration at Cruise Speed," AGARD Paper 33, 1981.
- 3) Philippe, J. J., "Consideration on Wind-Tunnel Testing Techniques for Rotorcraft," AGARD R 781, pp. 8-1~pp. 8-34, 1990.
- 4) Burger, C., "Propeller Performance Analysis and Multidisciplinary Optimization Using a Genetic Algorithm," PhD. Dissertation, Auburn University, 2007.
- 5) Borst, H. W., "Summary of Propeller Design Procedures and Data, Vol. I. Aerodynamic Design and Installation," AD-774831, 1973.
- 6) Barber, D. J., "Performance Evaluation of Full Scale Propellers by Wind Tunnel Test," AGARD-CP-366, 1984, pp. 14-1~14-12.
- 7) Barlow, J. B., Rae, W. H., and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley-Interscience, 3rd Ed., 1999.
- 8) "A Study on Estimation of Propulsion System Efficiency of Electric Power Unmanned Aircraft," Korean Air Navigation Society, Vol. 23, No. 3, 2015, pp. 1 to 7.
- 9) KAFA Subsonic Wind Tunnel, http://www.afa.ac.kr/index_frame_kk.html.
- 10) Jonkman, J., Butterfield, S., Musial, W., and Scott, G., "Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development; National Renewable Energy Laboratory," NREL TP-500-38060, 2009.
- 11) Kang, S.-H. and Ryu, K.-W., "An Experimental Study on Wake Flow-Field of NREL 5 MW Wind Turbine Model," J. of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 45, No. 2, 2007.
- 12) Martin, H. R., "Development of Scale Model Wind Turbine for the Testing of Offshore Floating Wind Turbine Systems," Ms Thesis, The University of Maine, 2011