

무인 헬리콥터용 길이가변 로터 블레이드 개발을 위한 선행연구

Preliminary Study on Development of Length-Variable Rotor Blade for Unmanned Helicopter

천주홍^{1,✉}, 변영섭¹, 이병언¹, 송우진², 김정¹, 강범수¹
Juhong Chun^{1,✉}, Youngseop Byun¹, Byoungyeon Lee¹, Woojin Song², Jeong Kim¹ and Beomsoo Kang¹

¹ 부산대학교 항공우주공학과 (Department of Aerospace Engineering, Pusan National Univ.)

² 부산대학교 부품소재산업협력연구소 (Department of Industrial Liaison Innovation Center, Pusan National Univ.)

✉ Corresponding author: vine38@naver.com, Tel: 051-510-3997

Manuscript received: 2009.11.18 / Accepted: 2009.12.22

A preliminary study on a length-variable rotor blade for a small unmanned helicopter has been conducted. After surveys on previous researches, and examining requirements for application to a small unmanned helicopter, a length-variable rotor blade was designed and manufactured to be driven by centrifugal force from rotor revolution with no mechanical actuator. The rotor blade was divided into a fixed inboard section and an outboard section sliding in span-wise direction. In order to determine the operating conditions of the length-variable rotor during revolution, and to derive the design variables of extension spring and rotor weight, a series of analyses from multi-body dynamics solution were conducted. The manufactured prototype was verified of its length-varying mechanism from a rotor stand, the results and required future improvements are discussed.

Key Words: Length-variable Rotor Blade (길이가변 로터 블레이드), Multi-body Dynamics (다물체 동역학), UAV-UGV Teaming Operation (무인항공기-지상무인기 합동운용), Centrifugal Force (원심력)

기호설명

RPM = Revolutions per minute

m_o = Weight of outboard rotor blade

r_o = Radius of rotation

ω = Angular speed

k = Spring constant

u_o = Extended length of spring

d = Wire diameter of spring

D = Mean coil diameter of spring

N_a = Number of active coils

G = Shear modulus

1. 서론

공중 감시정찰을 목적으로 소형 무인헬리콥터의 개발이 활발히 진행되고 있다.^{1,2} 수직이착륙이 가능한 회전익형 무인항공기는 활주로나 장애물의 영향을 덜 받고, 특유의 공중정지 능력으로 인해 감시정찰 분야에서 탁월한 성능을 보여준다. 회전익형 무인항공기가 고정익에 비해 불리한 점은 요구동력이 크기 때문에 운용시간에 제한이 생기는 점을 들 수 있다. 회전익형 비행체는 기체의 자중을 들어올리기 위한 양력뿐만 아니라 전진비행을 위한 추력을 발생시키기 위해 동력이 요구되므로 고정익에 비해 많은 연료를 소모하게 되고, 상대

적으로 제한된 운용시간을 가지게 된다. 한편 지상무인기는 탑재하중의 제한이 덜하므로 긴 운용시간을 가지는 반면, 지형이나 장애물로 인해 운용 가능한 범위가 제한될 수 있고, 지상에서 감시정찰 정보를 수집하기 때문에 입체적인 전장정보를 제공하기 어렵다. 최근 이러한 제한을 극복하기 위해 무인항공기와 지상무인기의 합동운용 (teaming operation) 개념이 연구되고 있다.³

합동운용은 Fig. 1 과 같이 수직이착륙이 가능한 무인항공기를 지상무인기에 탑재하여 이동함으로써 지상무인기의 제한된 감시정찰 범위를 확대하고, 무인항공기는 지상무인기로부터 재급유 또는 재충전을 통해 운용시간의 문제를 해결할 수 있는 개념이다. 이러한 합동운용 개념을 구현하기 위해 회전익형 무인항공기를 탑재할 경우, 특히 지상무인기에 탑재되어 운용되지 않는 상태에서, 로터 블레이드는 이동시 불필요한 구성품이 될 수 있다. 지상무인기의 운용여건상 협시에서의 주행이 예상되므로 긴 세장비를 가지는 로터 블레이드는 불규칙한 하중에 노출되어 구조적인 문제를 유발할 수 있고, 또한 별도의 로터 고정 장치가 없으므로 블레이드 세일링(blade Sailing)에 취약할 수 있다. 본 연구에서는 지상무인기에 탑재되는 회전익 무인항공기의 로터 블레이드에 길이-가변(length-variable) 기능을 제공함으로써 컴팩트한 형상을 구현할 수 있는 방안에 관하여 연구되었다.

실기의 경우 로터의 조종면을 추가하고 압전 작동기나 형상기억합금 등을 활용하여 운용조건에 따라 적절한 형태로 형상이 변할 수 있는 로터 블레이드의 개발이 진행되고 있다.^{4,7} 특히, 로터 직경의 조절이 가능한 길이-가변 로터 블레이드의 경우 톨트로터기에 적용하기 위해 1960 년대부터 개념연구가 진행되었다. 초기의 길이-가변 로터는 차동기어와 잭스크류로 구성된 기계장치에 의해 구동되는 방식으로 1990 년대 초반 지상 회전시험이 수행되었으나, 구동 메커니즘이 복잡하고 과도한 무게증가로 인해 실제 적용에 성공하지 못하였고 아직 연구단계에 머물러 있다.^{8,9} 최근 이에 대한 대안으로 인장스프링을 활용하여 원심력에 의해 길이-가변이 가능한 로터 블레이드에 관한 연구가 보고되었다.¹⁰ 원심력을 활용한 길이-가변 로터 블레이드는 고정된 인보드 로터 블레이드 (inboard rotor blade)와 스캔 방향으로 슬라이딩 가능한 아웃보드 로터 블레이드(outboard rotor blade)로 구성되고, 로터 내부에 인장 스프링을 부착하

여 로터 회전으로 발생하는 원심력에 의해 길이가 가변될 수 있는 구조를 이루고 있다.

본 연구에서는 원심력과 인장스프링을 활용한 길이-가변 로터 블레이드를 지상무인기와 합동 운용되는 소형 무인헬리콥터에 적용하기 위해 예비 연구를 수행하였다. 선행연구와 소형 무인헬리콥터에 적용 가능한 길이가변 로터 블레이드의 요구조건을 분석하여 설계 요건을 도출하였고, 원심력에 의해 길이가변이 가능한 내부 구조를 설계하여 제작을 수행하였다. 또한, 로터 회전시험장치를 이용하여 로터의 길이가변이 가능함을 확인하였고, 추후 실제 적용을 위한 개선사항들을 검토하였다.

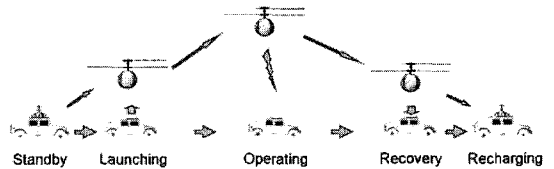


Fig. 1 Concept of UAV-UGV Teaming

2. 본론

2.1 요건분석

실기의 경우 길이-가변을 통해 다양한 운용조건에서 최적의 성능을 제공하는 것이 목적인 반면, 무인 헬리콥터의 경우 지상무인기에 탑재되는 경우와 같이 운용되지 않을 때 컴팩트한 형상을 제공하는 것이 목적이다. 즉 로터 운용 시에는 최대한 연장 상태를 유지하고, 로터 정지 시에는 수축되어야 하므로 로터 직경의 변화가 원심력만의 함수로 구현되어도 무방하며, 또한 실기에 비해 상대적으로 높은 비강성을 가지는 무인 헬리콥터용 로터 블레이드의 특성상 실제 적용 가능성이 높다고 판단되었다.

기존에 수행된 원심력을 활용한 길이-가변 로터 블레이드는 원활한 이송을 위해 인보드 로터 블레이드의 표면에 이송-홈(guide groove)을 적용하였고, 아웃보드 로터 블레이드에 부착된 가이드 스톱퍼(guide stopper)에 의해 원심력을 지지하도록 설계 되었다.¹⁰ 이러한 방식은 이송-홈으로 인해 유동 박리가 예상되고, 기본적으로 로터의 skin structure 가 원심력을 포함한 모든 로터의 하중을 부담하는 구조를 이루고 있어 이에 대한 대안이 요구된다.

이러한 조건을 바탕으로 소형 무인헬리콥터에

적용하기 위한 길이-가변 로터 블레이드의 요구조건을 다음과 같이 정리하였다.

- 로터가 정상 운용되는 회전수에서 최대 연장상태 유지
- 로터 정지 시에는 최대 수축상태로 복귀
- 인장 스프링과 원심력만으로 길이 조절이 가능한 구조
- 원심력지지와 유동박리를 고려한 내부 슬라이딩 구조
- 인장 스프링의 초기 장력 조절 가능

2.2 내부구조 및 구동 메커니즘 설계

요구조건을 고려하여 Fig. 2 와 같은 길이-가변 로터 블레이드의 개념설계를 수행하였다. 고정된 인보드 로터 블레이드와 스펠 방향(spanwise direction)으로 확장 가능한 아웃보드 로터 블레이드로 구성되며, 인보드 로터의 깃뿌리(blade root)와 아웃보드 로터의 깃끝(blade tip)은 인장스프링으로 연결되어 있다. 인보드 로터 내부에 원심력과 로터 하중을 지지하기 위한 두 개의 샤프트를 설치하고, 아웃보드 로터의 깃뿌리에 부착된 리니어 부시가 샤프트 상을 이동하여 슬라이딩할 수 있는 구조로 설계하였다. 하중지지를 위한 샤프트가 인보드 로터 내부에 설치되므로써 아웃보드 로터가 인보드 로터에 삽입되도록 하였고, 이로 인해 로터 표면의 이송-홈이 제거되어 유동박리를 줄일 수 있으며, 원심력 지지에 유리한 구조로 설계되었다. 또한, 아웃보드 로터의 깃 끝에는 인장 스프링의 초기 장력을 조절할 수 있도록 장력 조절기를 부착하여 회전시 예상되는 로터의 비대칭 확장에 대비하였다. Fig. 3 에 길이-가변 메커니즘의 검증을 위한 시험용 로터 블레이드의 최종 설계 형상을 나타내었다. 인보드/아웃보드 로터의 익형은 내부 구조물 설치를 고려하여 NACA 0020 을 사용하였고, 시위 길이는 인보드 로터 기준 100mm 이며 직사각형 planform 으로 구성하였다. 로터 블레이드의 최대 확장 스트로크는 170mm 이고, 로터의 직경은 수축 시 680mm, 최대 연장 시 1020mm 가 되도록 설계하였다.

2.3 동역학 해석

로터 회전에 의한 간단한 동역학해석 모델은 Fig. 4 와 같이 가정할 수 있으며, 아웃보드 로터에 작용되는 외력은 식 (1)과 같다. 첫째 항은 상대

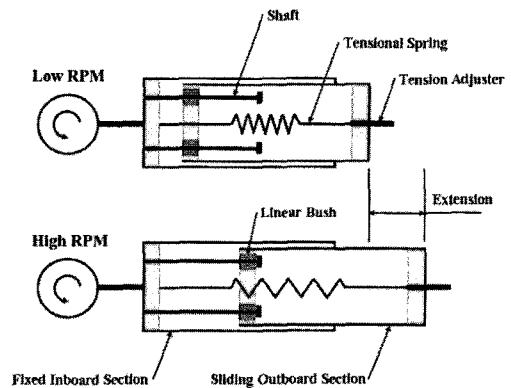


Fig. 2 Scheme of length-variable rotor blade

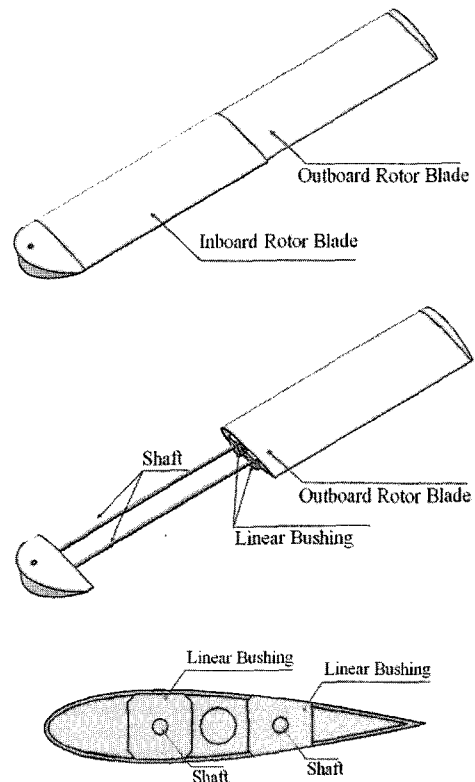


Fig. 3 Configuration of the test rotor blade

운동하는 아웃보드 로터 블레이드의 코리올리 가속도에 의한 항이고, 두 번째 항은 아웃보드 로터의 무게 중심을 반경으로 가지는 원심력이며, 세 번째 항은 인장스프링에 의한 복원력이다.

$$F = m_o \times 2\omega \times \dot{r}_o + m_o \times r_o \times \omega^2 - k u_o \quad (1)$$

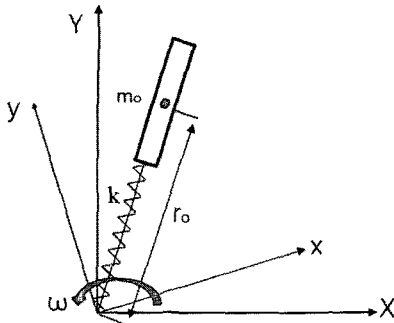


Fig. 4 Simple dynamic model of the length-variable rotor blade

본 연구에서는 길이-가변 메커니즘의 검증이 목적이므로 안전상의 이유와 참고문헌¹⁰의 운용 회전수를 기준으로 로터의 회전수를 250RPM으로 제한하였고, 로터 블레이드의 주요한 설계변수로 아웃보드 로터의 무게, 스프링 상수를 설정하였다. 설계변수에 따른 동특성을 파악하고 아웃보드 로터의 기구학적 거동을 예측하기 위해 다물체 동역학 해석 프로그램(multi-body dynamics analysis program)인 Recurdyn을 사용하여 각 설계변수에 대한 상관관계를 유추하고 로터 블레이드의 설계변수를 확정하였다. Recurdyn에서 생성된 동역학 해석 모델은 Fig. 5와 같다. 인보드 로터와 아웃보드 로터의 끝단은 인장 스프링으로 연결되도록 모사하였고, 로터의 회전운동은 revolute joint를 적용하여 회전 가속도를 부가하였다.

아웃보드 로터의 무게는 복합재 스킨, 리니어 부시, 부시 부착을 위한 구조물, 깃끝 구조의 무게를 고려하여 80~160g 사이로 예측하였다. 운용 회전수 내에서 로터 길이가 170mm까지 연장되어야 하므로 아웃보드 로터의 무게를 고려할 때 가용한 스프링 상수는 0.001~0.15N/mm 이내이다. 추정된 로터 무게에 대해 스프링 상수를 변화시켰을 때 회전수에 따른 로터의 길이 변화량을 Fig. 6에 도시하였다. 해석결과 아웃보드 로터의 무게가 120g일 때 로터가 최대 확장되는 최저 회전수는 스프

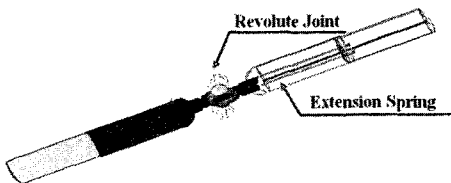


Fig. 5 Dynamic analysis model

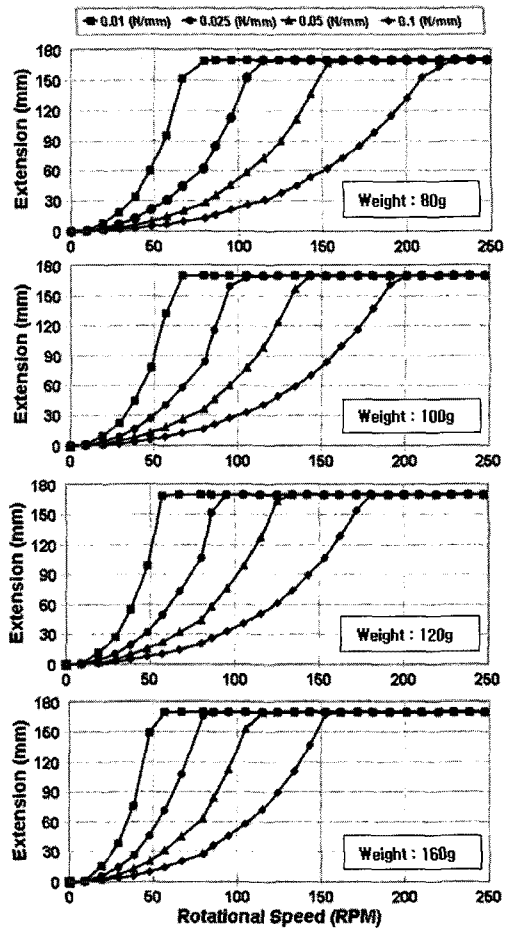


Fig. 6 Dynamic analysis results

링 상수 0.01~0.1N/mm에서 57~176RPM이며, 스프링 상수 0.025N/mm에서 로터 무게 80~160g에서 86~118RPM인 것을 알 수 있다. 이러한 해석 결과를 통해 스프링 상수가 작을수록, 로터의 질량이 클수록 로터의 확장이 빠르게 진행되는 것을 알 수 있다. 일반적으로 관절이 있는 로터의 경우 리드-래그(lead-lag) 운동에 의해 원심력이 변할 수 있으며, 길이-가변 로터의 경우 원심력의 변화로 인해 로터의 가변량이 달라질 수 있기 때문에 이를 방지하기 위해서는 운용 회전수 이하에서 완전한 길이 확장이 요구된다. 또한 기계적인 간섭이나 마찰에 의해 아웃보드 로터의 복귀가 방해 받을 수 있으므로 충분한 양의 스프링 상수를 제공하여야 한다. 그리고 본 연구에서는 좌우 로터의 무게 불균형 및 마찰/조립조건의 차이로 인해 발생하는 비대칭 확장에 대비하기 위해서 2.1절에서 소형

무인헬리콥터에 적용하기 위한 길이-가변 로터 블레이드의 요구조건으로 인장 스프링의 초기 장력 조절 가능한 구조를 구성하는 것을 목표로 하였다. 식 (1)에서 발생하는 로터의 외력은 운용회전수에 제곱에 비례하여 증가하게 되므로 로터의 최대 확장 회전수가 늘어날수록 초기 장력 조절에 의한 비대칭 확장의 방지능력이 저하되게 된다. 이러한 요건을 종합적으로 고려하여 본 연구에서 로터가 완전히 확장되는 임계 회전수를 100RPM 으로 설정하였고, Fig. 6 의 결과를 바탕으로 이를 만족하는 스프링 상수와 무게의 조합을 고려하여 로터의 최종 목표 무게는 120g, 스프링 상수는 0.025N/mm 로 설정하였다. 이러한 설계를 통해 이후 도출된 2.4 절의 스프링 규격의 조절 가능한 초기 장력을 고려하면, 로터의 회전수 100RPM 에서 발생하는 로터의 외력은 5.4N 이므로 0~3.5N 의 스프링 초기 조절 장력을 이용하여 충분히 비대칭 확장에 대비할 수 있다고 판단하였다.

2.4 스프링 규격 도출

동역학 해석을 통해 도출된 스프링 상수를 기준으로 인장 스프링의 규격을 도출하였다. 식 (2) 는 표준 인장 스프링의 스프링 상수에 관한 식이다.¹¹

$$k = \frac{d^4 G}{8D^3 N_a} \quad (2)$$

스프링의 내부부착 및 로터 내부가공의 편의를 위해 스프링 평균 코일지름을 5mm 로 설정하였고, 이 때 권장되는 와이어 지름은 0.5mm 이다.¹² 일반적인 스프링강(SWP-A)의 전단 탄성계수가 80GPa 인 점을 고려하면, 주어진 스프링 상수를 만족하기 위한 유효 감김 수는 200 이다. 와이어 지름이 0.5mm 이므로 스프링의 초기 길이는 100mm 이며, 내부 장착 공간을 고려할 때 최대 140mm 의 초기 인장이 가능하므로 조절 가능한 초기 인장력은 0~3.5N 이내이다. 확정된 인장 스프링의 규격을 Table 1 에 정리하였다.

2.5 로터 블레이드 제작 및 회전시험 장치를 통한 길이가변 검증

Fig. 7 에 제작된 회전시험용 로터 블레이드의 형상을 나타내었다. 로터의 skin 은 금속 금형에 고

Table 1 Tensional spring specification

Item	Unit	Spec.
Spring constant	N/mm	0.025
Wire diameter	mm	0.5
Shear modulus	GPa	80
Mean coil diameter	mm	5
Number of active coils	No.	200
Pre-tension of spring	N	0~3.5

강도 탄소/에폭시 프리프레그를 4 장씩 적층하여 고온/고압으로 성형하였다. 내부 리니어 부시의 결합을 위한 구조물과 깃뿌리/깃끝 구조물은 실리콘 금형을 제작하여 무발포 폴리우레탄 소재로 제작하였다. 스프링의 초기 장력을 조절하기 위한 샤프트를 인장스프링에 부착하여 외부에서 인장 스프링의 장력이 조절되도록 구성하였다. 최종 제작된 아웃보드 로터 블레이드의 무게는 120g 으로 측정되었고, 인보드 로터와 결합된 무게는 290g 으로 측정되었다.

Fig. 8 에 회전시험 장치에 부착된 길이-가변 로

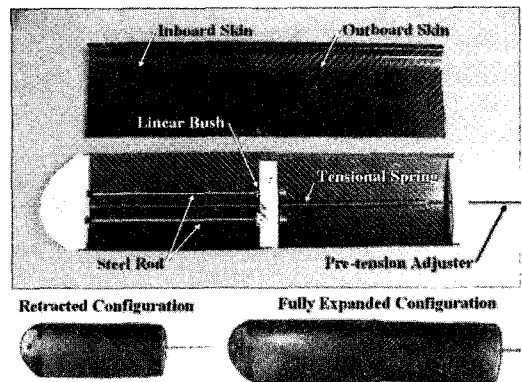


Fig. 7 Prototype of length-morphing rotor blade

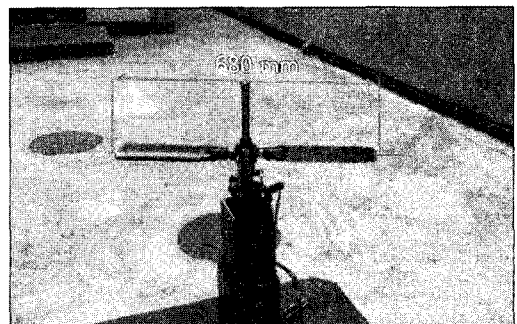


Fig. 8 Rotating test scene : retracted

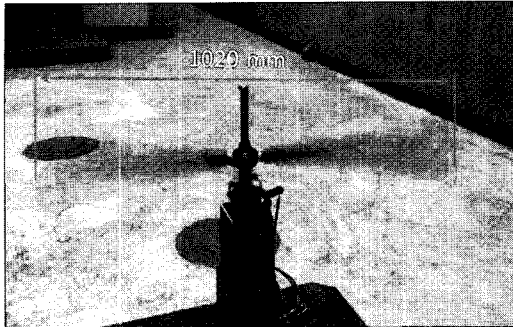


Fig. 9 Rotating test scene : fully extended

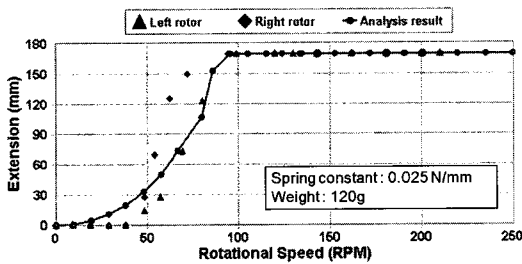


Fig. 10 Rotating test results : prior to adjusting initial length of spring

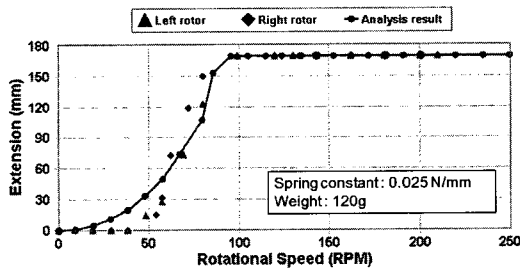


Fig. 11 Rotating test results : after adjusting initial length of spring

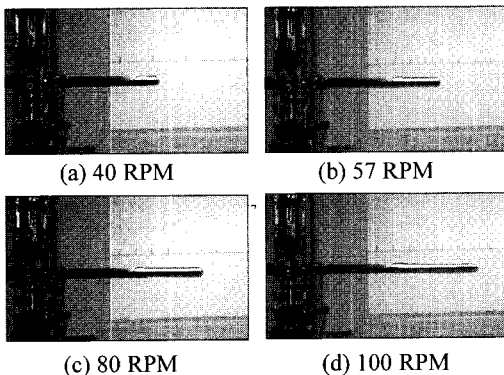


Fig. 12 Rotor blade's extrusion with respect to rotating speed

터 블레이드의 형상을 나타내었다. 회전시험 장치는 2kW 급 전기 모터에 의해 구동되고, 원격 제어 장치에 의해 회전속도의 조절이 가능하다.¹³ 회전 시험은 로터의 컬렉티브 피치각을 0°로 유지한 상태에서 운용 회전수인 250 RPM 까지 선형적으로 증가시키면서 수행되었다. Fig. 9 에 아웃보드 로터가 완전히 확장된 상태로 운용회전수에서 구동되는 길이-가변 로터 블레이드의 형상을 나타내었다.

초기 회전시험 결과 좌우 로터의 무게 불균형 및 마찰/조립조건에 차이로 인해 심각한 비대칭 확장 현상이 나타났으나 스프링 장력을 반복 조정하여 이를 수정하였다. Fig. 10 에 스프링 장력을 조절하기 전 실험 결과를 스프링 상수가 0.025N/mm, 아웃보드 로터 무게 120g 의 동역학 해석 결과와 비교하였고, Fig. 11 에 스프링 장력 조정 이후의 실험결과를 도시하였다. 스프링 장력을 조절하기 전 실험 결과 로터가 확장하는 구간에서 최대 77mm 의 비대칭 확장이 나타났으나, 스프링의 장력 조절 이후 최대 비대칭 확장 길이를 26mm 까지 줄일 수 있었고 임계 회전수 100RPM 이상에서 로터 길이 170mm 를 유지하는 것을 확인하였다. Fig. 12 에 스프링 장력 조절 이후 로터가 확장하는 실험 결과를 로터 회전수에 따라 나타내었다.

3. 결론

본 논문에서는 무인지상차량에 탑재되는 소형 무인헬리콥터에 적용하기 위하여 길이-가변이 가능한 로터 블레이드 개발을 위해 예비연구를 수행하였다. 길이-가변과 관련된 선행 연구를 참고하여 원심력과 인장 스프링만으로 길이-가변이 구현되는 로터 블레이드를 설계/제작하여 회전시험을 통해 작동 가능성을 검토하였다. 시험결과 로터 직경을 기준으로 최대 33.3%(수축시 직경: 680mm, 최대 확장시 직경: 1020mm)의 길이-가변 효과를 얻을 수 있는 로터 블레이드를 구현하여 검증하였고, 다음과 같은 기술적 문제들을 확인하였다.

1) 지상무인기에 탑재되는 무인헬리콥터와 같이 로터 정지 시에는 수축되고 운용 회전수에서는 최대 확장이 요구되는 경우, 원심력만으로 구현되는 길이-가변 로터는 로터 블레이드의 구조적이 문제를 해결하고, 컴팩트한 형상을 제공하기 위해 유효한 수단으로 판단된다.

2) 내부에 부착된 두 개의 샤프트는 원심력 지지에는 유리하지만 블레이드에 충분한 비틀림 강

성과 곱힘 강성을 제공하지는 못하는 것으로 판단되며, 추후 이를 개선할 수 있는 스마트한 구조의 개발이 요구된다.

3) 아웃보드 로터의 무게 및 조립특성의 차이로 인해 초기장력의 조절에도 불구하고 비대칭 확장을 완전히 없애는 것은 불가능하였다. 이는 로터의 확장이 수행되는 구간에서 심각한 진동이 발생될 수 있는 요인이므로 확장 구간을 신속하게 벗어나는 것이 대안이라고 판단된다. 이를 위해서는 확장구간에서 회전수를 빠르게 증가시키고 동시에 비선형 스프링(nonlinear spring)을 활용하여 로터의 확장거동을 조절할 수 있을 것으로 사료된다.

상기와 같은 문제점들을 고려하여 추후 개선된 구조를 가지는 로터 블레이드를 설계/제작할 예정이다. 회전시험 장치를 추력과 토크의 측정이 가능한 장비에 통합하여 공력 성능시험을 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2008 년도 과학기술부의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다 (No. ROA-2008-000-20017-0). 또한, 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다. 이에 관계자 여러분들께 감사드립니다.

참고문헌

1. Kim, S. D., Byun, Y. S., Song, J. B., Lee, B. E., Song, W. J., Kim, J. and Kang, B. S., "Design and Fabrication of a small Coaxial Rotorcraft UAV," J. of KSAS, Vol. 37, No. 3, pp. 293-300, 2009.
2. UAS Dept. of Defense, "Unmanned Aircraft Roadmap 2005-2030," 2005.
3. Byun, Y. S., Song, W. J., Kim, J. and Kang, B. S., "A Preliminary Study on Conceptual Design of a Coaxial Rotorcraft UAV for Teaming Operation with UGV," 2nd IFRMT Conference, 2009.
4. Rodriguez, A. R., "Morphing Aircraft Technology Survey," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper No. AIAA 2007-1258, 2007.
5. Fradenburgh, E. A., Hager, L. N. and Keffort, N. F. K., "Evaluation of the TRAC Variable Diameter Rotor: Preliminary Design of a Full-Scale Rotor and

Parametric Mission Analysis Comparisons," USAAMRDL Technical Report 75-54, 1976.

6. Fradenburgh, E. A. and Matuska, D., "Advancing Tiltrotor State of-the-Art With Variable Diameter Rotors," 48th Annual Forum of American Helicopter Society, 1992.
7. Johnson, W., Yamauchi, G. K. and Watts, M. E., "NASA Heavy Lift Rotorcraft Systems Investigation," Society of Automotive Engineers transactions, Vol. 114, No. 1, pp. 688-716, 2005.
8. Scott, B., Mark, H. and Aguilera, F., "The Attributes of a Variable-Diameter Rotor System Applied to Civil Tiltrotor Aircraft," NASA-CR-203092, 1996.
9. Segel, R. M. and Fradenburgh, E. A., "Development of the Trac Variable Diameter Rotor Concept," AIAA Paper, 1969.
10. Prabhakar T., Gandhi F., Steiner J. and McLaughlin, D., "A Centrifugal Force Actuated Variable Span Morphing Helicopter Rotor," 63th Annual Forum of American Helicopter Society, 2007.
11. Norton, R. L., "Machine Design-An Itergrated Approach(3th Ed.)," Pearson, pp. 772-784, 2006.
12. MISUMI Corporation, "Mechanical Standard Parts Catalogue for FA," pp. 1425-1428, 2008.
13. Lee, B. E., Seo, J. W., Byun, Y. S., Kim, J., Yee, K. J. and Kang, B. S., "Development and Verification of Small-Scale Rotor Hover Performance Test-stand," J. of KSAS, Vol. 37, No. 10, pp. 975-983, 2009.