

## 다목적 무인헬기 복합재 로터 블레이드의 단면 구조설계 및 강성 측정

기영중<sup>1†</sup> · 김덕관<sup>1</sup> · 신진욱<sup>2</sup><sup>1</sup>한국항공우주연구원 항공기체계부<sup>2</sup>성우엔지니어링 UAV 연구소

## Cross-sectional Design and Stiffness Measurements of Composite Rotor Blade for Multipurpose Unmanned Helicopter

Young-Jung Kee<sup>1,†</sup>, Deog-Kwan Kim<sup>1</sup> and Jin-Wook Shin<sup>2</sup><sup>1</sup>Aircraft System Division, Korea Aerospace Research Institute<sup>2</sup>UAV Research Center, Sungwoo Engineering

## Abstract

The rotor blade is a key component that generates the lift, thrust, and control forces required for helicopter flight by the torque transmitted through the hub and the blade pitch angle control, and should be designed to factor vibration characteristics so that there is no risk of resonance with structural safety. In this study, the structural design of the main rotor blade for MPUH(Multi-Purpose Unmanned Helicopter) was conducted and the sectional stiffness measurement of the fabricated blade was performed. The evaluation of the vibration characteristics of the main rotor system was then conducted factoring the measured stiffness distribution. The interior of the rotor blade comprised of the skin, spar, and torsion box, and carbon and glass fiber composites were applied. The Ksec2D program was applied to predict the stiffness of blade, and the results were compared to the measured data. CAMRADII, a comprehensive rotorcraft analysis program, was applied to investigate the natural frequency trends and resonance risks due to the rotor rotation.

## 초 록

로터 블레이드는 허브를 통해 전달된 토크와 조종장치를 이용한 피치각 제어를 통해 헬리콥터 비행에 필요한 양력, 추력 및 기동력을 발생시킬 수 있는 핵심 구성품이며, 구조적인 안전성과 함께 공진의 위험성이 없도록 진동 특성을 고려하여 설계되어야 한다. 본 연구에서는 다목적 무인 헬리콥터(Multi-Purpose Utility Helicopter)에 적용하기 위한 주로터 블레이드의 구조 설계를 수행하였으며, 제작된 블레이드의 단면 강성 측정 시험을 수행하였다. 이후 측정된 강성 분포를 반영하여 로터 시스템의 진동특성에 대한 평가를 수행하였다. 로터 블레이드 내부는 스킨, 스파 및 토션박스로 구성되며, 탄소 및 유리 섬유 복합소재를 적용하였다. 블레이드 단면 강성 예측을 위해 Ksec2D 프로그램을 활용하였으며, 실험을 통해 측정된 값과 비교한 결과를 제시하였다. 로터 시스템의 회전으로 인한 고유진동수 변화 및 공진 위험 여부를 확인하기 위해 회전익 항공기의 통합 해석 프로그램인 CAMRADII를 활용하였다.

**Key Words** : Structural Design(구조설계), Composite Blade(복합재 블레이드), Sectional Stiffness(단면강성), Vibration Analysis(진동해석), Unmanned Utility Helicopter(다목적 무인헬기)

## 1. 서 론

회전익항공기는 제자리 비행 효율이 우수한 수직이착륙

비행체로서 제자리 비행과 같은 특수한 형태의 비행 임무를 요구하는 민용 또는 군용 비행임무에 유용한 비행체이다. 최근 증가하고 있는 재난감시, 공공 시설물에 대한 안전 감독, 고압 송전선 감시 및 응급구조 등에 무인기를 활용하고자 하는 국가적 공공수요를 충족하는 동시에 군에서 수행하고 있는 정찰, 수색, 전투 지원 등의 임무를 수행할 수 있도록 제자리 비행 효율이

Received: Aug. 19, 2019 Revised: Nov. 11, 2019 Accepted: Nov. 20, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2294, E-mail: naltguy@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering



Fig. 1 MPUH, multi-purpose unmanned utility helicopter

우수한 수직이착륙 무인 비행체의 개발[1]이 필요하다. 이러한 국가적 공공수요 및 군 수요를 충족하기 위해 해외에서 개발된 무인헬기 도입이 가능하나, 높은 구매비용과 수리부품의 적기 수급의 어려움, 고가의 운영유지비 등이 현실적인 제한요소로 작용한다. 따라서 이에 대한 해결을 위해 신뢰성과 가격 경쟁력을 갖춘 국산 무인헬기 개발이 요구되고 있다. 민수 분야에서 무인헬기는 농업방제, 고압 송전선 감시, 송유관 및 댐 시설의 안전감사시, 불법어업·산림·국경 등의 지역 감시, 재난 피해상황 파악 및 구조 활동 지원 등 다양한 비행임무에 활용될 수 있다. 현재 국내에서 활용되고 있는 무인헬기는 최대이륙중량이 100 kg급으로 유사하중은 최대 30 kg 범위 이므로, 임무 수행능력 확장 및 활용성 증대를 위해서는 보다 높은 유사하중이 요구되고 있다. 군수 분야에서는 정보획득, 함상운용, 감시, 정찰, 수색 및 전투 등의 비행임무를 수행할 수 있도록 많은 임무장비 탑재를 요구하므로 최대이륙중량 200 kg 이상의 무인헬기 수요가 증가할 것으로 예상된다[2,3].

로터 시스템은 무인헬기의 비행을 위해 필요한 핵심 구성품이다. 특히 로터 블레이드를 통해 양력과 추력 및 조종력을 발생시킬 수 있으며, 공기역학적인 성능과 구조적인 신뢰성을 높임으로써 국산 무인헬기 보급이 확산되는 동시에 국제적인 시장 진출이 가능하다. 로터 블레이드는 구조적인 파손이 발생하지 않기 위한 정적강도 요구도와 함께 공진과 같은 동적 불안정 현상을 방지하기 위한 동특성 요구도를 동시에 만족해야 하므로, 이를 위해 다양한 종류의 알고리즘을 활용하여 최적화된 블레이드 단면 설계를 위한 연구들이 수행되었다[4~6]. 블레이드 제작에는 비강도, 비강성 및 내피로 특성이 우수한 복합소재를 사용하고 있으며, 이를 통해 공기역학적으로 최적화된 형상을 구현하는

데 용이한 장점도 지니고 있다. 복합소재를 이용한 블레이드 구조 설계시 적용된 소재의 적층 방향과 두께를 조절함으로써 로터 회전에 따라 발생하는 원심력과 공기력 분포에 의한 모멘트 하중을 지지할 수 있도록 한다. 또한 로터의 회전속도에 대한 정수배와 블레이드의 회전 고유진동수가 일치하게 되면 공진현상이 발생하여 동적인 불안정 상태를 발생시킬 수 있으므로, 이와 같은 문제를 회피하기 위해 블레이드의 고유진동수와 모드 형상을 파악하는 동특성 해석이 중요하다. 통상적으로 복합소재를 이용한 블레이드 구조설계는 CAD를 이용한 3차원 모델링, 정적강도 및 피로강도 해석, 동특성, 하중 및 공탄성 안정성 해석 과정을 반복하여 구조 및 피로수명 요구도를 만족시킬 수 있도록 진행된다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 민수 및 군수 분야에 다목적으로 활용이 가능한 표준 플랫폼의 무인헬기(MPUH; Multi Purpose Utility Helicopter)에 적용하기 위한 복합재 로터 블레이드의 내부 구조설계를 수행하였으며, 방향별 강성을 평가하기 위해 Ksec2D[7] 프로그램을 활용하였다. 이후 제작된 블레이드에 대해 단면 강성 측정시험을 수행하였으며, 회전익 항공기의 통합해석 프로그램인 CAMRADII[8] 해석모델에 측정된 강성 분포를 반영함으로써 로터의 회전에 따른 주요 모드별 고유진동수와 공진 발생 위험여부를 검토하였다.

## 2. 블레이드 구조설계

### 2.1 블레이드 단면구조

무인헬기의 로터 블레이드는 회전에 의한 원심력과 블레이드 주위의 공기력에 의해 발생하는 굽힘 및 전단 하중을 지지할 수 있도록 설계되어야 한다. 주로터의 반경이 1.8 m, 최대 이륙중량 200 kg 이상의 무인헬기에 적용 가능한 복합재 로터 블레이드의 구조 설계를 수행하였으며, 블레이드 내부는 Fig. 2에 제시한바와 같이 노즈 스파(nose spar)와 토션박스(torsion box), 스킨(skin) 및 폼 코어(foam core)로 구성된다. 블레이드 회전에 의해 작용하는 원심력과 공기력에 의한 플랩 및 래그 모멘트 하중을 지지하기 위해 블레이드 루트(blade root) 부위를 시작으로 블레이드 끝단(blade tip)까지 일방향 유리섬유(UD-glass)를 순차적으로 감

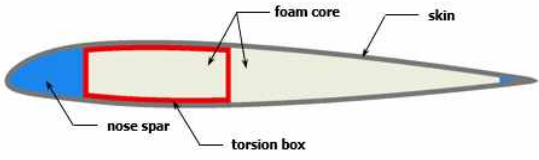


Fig. 2 Blade internal structure

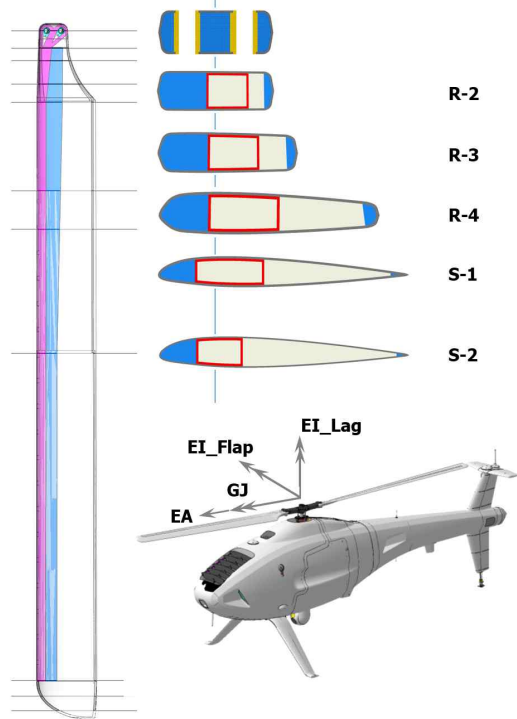
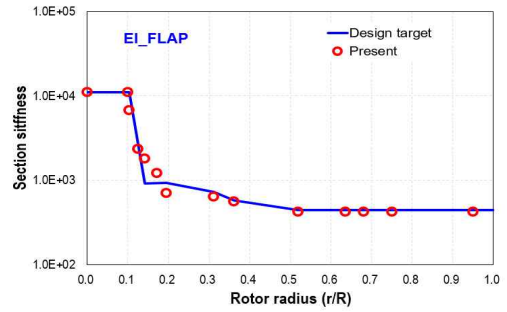


Fig. 3 Cross-sectional configuration of the rotor blade

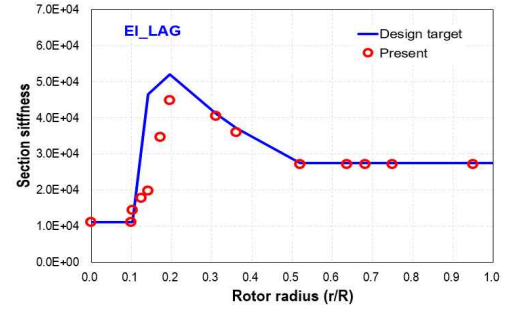
아서 노즈 스파를 구성하였다. 또한 블레이드의 부족한 비틀림 강성을 보완하기 위해 탄소섬유(carbon fabric) 6-ply( $[(\pm 45)_6]$ )로 적층된 토션박스를 적용하였다. 스킨은 블레이드의 공기역학적인 외형을 유지하면서 블레이드의 비틀림 강성의 일부를 담당하는 요소이며, 상/하부 스킨(upper/lower skin)으로 구분된다. 스킨 적층 형태의 경우 R-1~R-4, S-1 단면에서는 6-ply( $[(\pm 45)_2/(0/90)_4]$ ), S-2 단면은 4-ply( $[(\pm 45)_2/(0/90)_2]$ )의 탄소섬유(carbon fabric)를 적용하였다. 폼 코어는 스킨에 적용되는 탄소섬유를 적층 또는 성형하는 과정에서 필요한 내압을 유지할 수 있도록 로하셀 폼(Rohacell foam)을 적용하였다. 로터 반경 방향으로 6개 단면(R-1~R-4, S-1~S-2)에 대한 블레이드 내부구조 설계 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

2.2 단면강성 평가

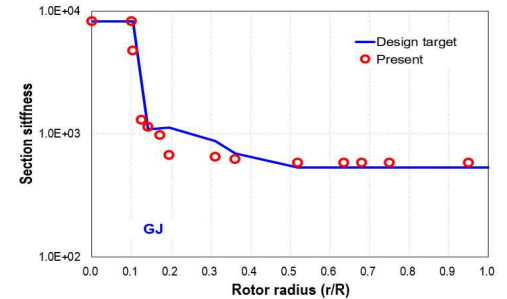
로터 블레이드 구조모델을 생성하기 위해서는 3차원의



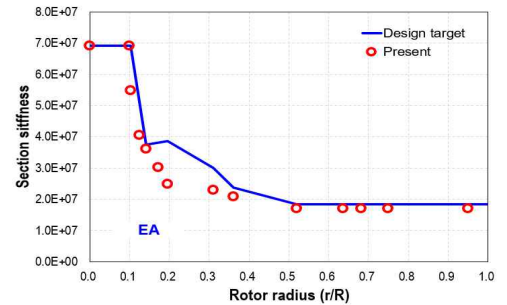
a) Flap stiffness, EI<sub>flap</sub>



b) Lag stiffness, EI<sub>lag</sub>



c) Torsion stiffness, GJ



d) Section stiffness, EA

Fig. 4 Flap, lag, torsion and section stiffness distribution

실물 블레이드 모델을 바탕으로 등가의 1차원 보 모델(equivalent beam model)로 변환하는 과정이 필요하다. 이를 위해서는 앞서 진행된 2차원의 블레이드 단면 모델을 통해 플랩·래그·토션 방향 강성과 축 강성에 대한 평가가 필수적이며, 더불어 공탄성 안정성과 플랩·래

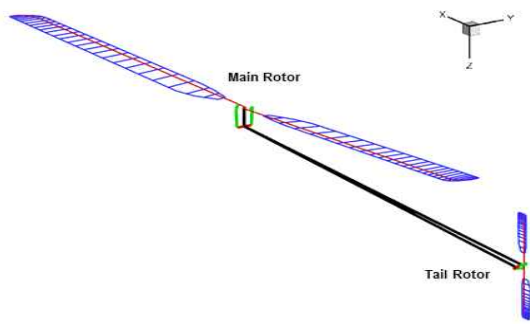


Fig. 5 CAMRADII analysis model

그·토션 연성 효과(coupling effect)에 중요한 영향을 주는 주요 축(elastic axis, principal axis)과 중심 위치(mass center, tension center)에 대해서도 평가가 진행되어야 한다. 2차원 블레이드 단면 모델의 방향별 강성과 주요 축 및 중심 위치를 평가할 수 있는 프로그램으로 Ksec2D와 VABS[9]를 활용하고 있으며, 모두 유한요소 해석을 기반으로 하고 있다. 본 연구에서는 Ksec2D 프로그램을 통해 2차원 블레이드 단면의 방향별 강성을 평가하였으며, 유한요소 모델 생성에 필요한 요소의 좌표와 절점 정보를 확보하기 위해 Midas-NFX[10]를 활용하였다. 블레이드 모델의 방향별 강성 분포를 Fig. 4에 제시하였으며, 플랩 강성 분포는 설계 목표치와 비교하여 10% 차이 이내로 비슷한 수준을 나타내고 있다. 반면 래그·토션·축 방향 강성의 경우 15%~30%R 구간에서 설계 목표치 대비 낮게 설계되었음을 확인하였으며, 동특성 및 하중 해석을 통해 수용 여부를 검토하였다.

### 2.3 동특성 해석

로터 블레이드 고유진동수와 로터 회전 주파수의 정수배 성분이 일치할 경우 공진 현상을 발생시킬 수 있으므로, 이와 같은 동적 불안정 현상을 발생시키지 않기 위해서는 블레이드의 고유진동수와 모드 형상을 파악하는 동특성 해석이 수행되어야 한다. Ksec2D 프로그램을 통해 평가된 방향별 강성과 주요 축 및 중심 위치 정보를 반영하여 CAMRADII를 이용한 구조 모델을 생성하였다. 고유진동수 및 모드 형상 검토를 위해 15개의 1차원 비선형 보 요소(nonlinear beam element)로 구성된 해석모델을 Fig. 5에 제시하였다. 100% RPM ( $\Omega_{NR}$ ) 회전 조건에서 1차 모드는 플랩 모드이며, 고유진동수는 18.6 Hz로 확인되었다. 1차 래그 및 토션 모드

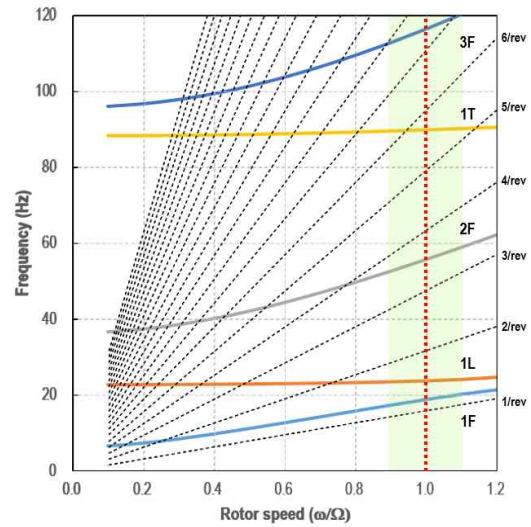


Fig. 6 Natural frequencies versus rotor speed

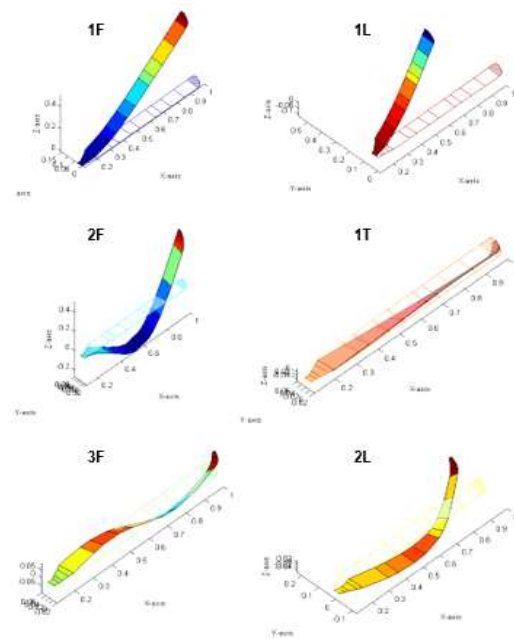


Fig. 7 Blade vibration modes

고유진동수는 23.2 Hz 및 82.8 Hz이며, 특히 1차 래그 모드의 고유진동수가 1/rev 이상의 stiff-in-plane rotor로 확인되어 지상공진(ground resonance)의 발생 위험이 낮은 것으로 확인되었다. 로터 회전수를 10%~110% RPM 까지 증가시키면서 블레이드의 회전 고유진동수 변화를 검토하였으며, 그 결과를 Fig. 6에 제시하였다. 블레이드 회전속도에 따라 원심력의 영향이 증가하여 플랩과 래그 모드를 중심으로 고유진동수가 증가함을 확인하였으며, 토션 모드는 회전의 영향이 상대적으로 크지 않음을 확인하였다. 또한, 로터의 정상적인 운용

회전속도인  $0.9 \sim 1.1 \Omega_{NR}$  조건에서 1~2차 플랩모드, 1차 래그 및 토션 모드의 고유진동수가 회전주파수의 정수배(1~4/rev)와 비교하여 0.2/rev 이상 이격되어 있어 공진으로 인한 동적 불안정 상태가 발생하지 않을 것으로 평가되었다. 100% RPM 회전속도에서 Fig. 6의 Fan-plot에 표현된 블레이드의 플랩모드(F), 래그모드(L) 및 토션모드(T)의 모드 형상을 Fig. 7에 제시하였다.

### 2.4 블레이드 제작

블레이드 제작공정은 내부 주요 구성품인 스파, 토션박스 및 스킨을 단품 제작용 몰드를 통해 성형하는 과정과 기계가공을 통해 성형된 폼 코어와 함께 모든 구성품을 최종 조립용 몰드를 활용하여 함께 조립하여 성형하는 과정으로 구분된다. 특히 최종 조립용 몰드 내부의 단품들이 양호한 접합조건(bonding line)을 형성할 수 있도록 에폭시 계열의 접착필름(adhesive film)을 추가로 적용하였으며, 볼트를 통해 상/하부의 최종 조립용 몰드를 체결한 이후 오토클레이드(autoclave)에서 125 °C 온도로 2시간 동안 유지하는 과정으로 성형과정을 설정하였다. 블레이드 제작시 적용된 대표적인 제작공정을 Fig. 8에 제시하였다.

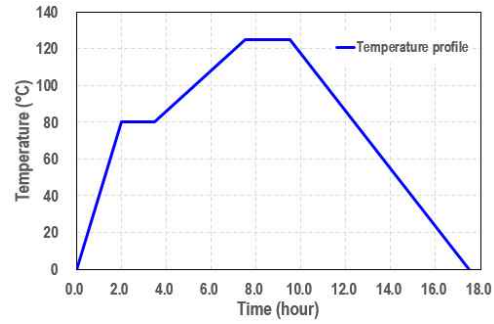


Fig. 8 Blade curing temperature and fabricating process

## 3. 단면강성 측정 및 해석모델 보완

### 3.1 단면강성 측정 시험

블레이드 단면강성 측정 시험은 플랩방향 강성과 래그방향 강성을 측정하기 위해 총 2개의 블레이드 시편을 이용하여 수행되었으며, 블레이드 시편별로 7단면(STA-40/70/125/180/375/750/1100)에 강성을 측정하기 위한 스트레인 게이지를 부착하였다. 플랩방향 강성의 경우 Fig. 9와 같이 앞전으로부터 1/4-chord 위치에 블레이드 윗면과 아랫면에 대칭으로 스트레인 게이지를 부착하였고, 래그방향 강성은 블레이드 앞전과 뒷전으로부터 각각 10 mm 옵셋을 두고 블레이드 윗면과 아랫면에 대칭으로 스트레인 게이지를 부착하였다. 블레이드 시편을 Fig. 10과 같이 시험치구에 고정지지조건(clamping condition)이 유지될 수 있도록 볼트를 이용하여 체결하였으며, 블레이드 핀의 고정 위치를 기준으로 반경방향 1,400 mm 위치에서 플랩 및 래그 방향으로 최대 4.0 kg의 시험하중을 부가하였다.

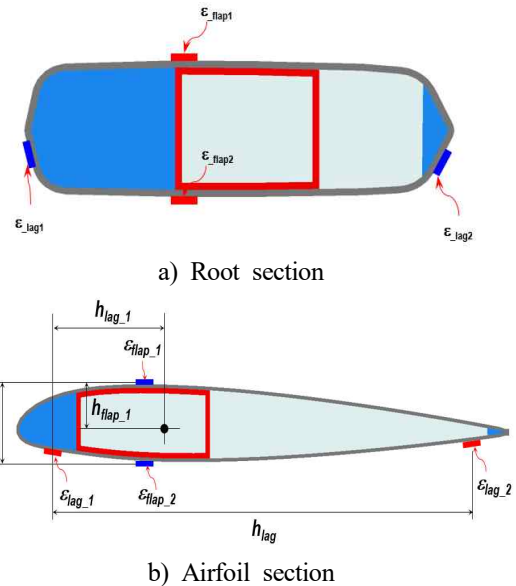


Fig. 9 Strain gages for stiffness measurements

시험하중에 따라 스트레인 게이지를 통해 측정된 플랩 및 래그 변형률은 Fig. 11에 나타낸바와 같이 선형적으로



a) Flap stiffness measurement



b) Lag stiffness measurement

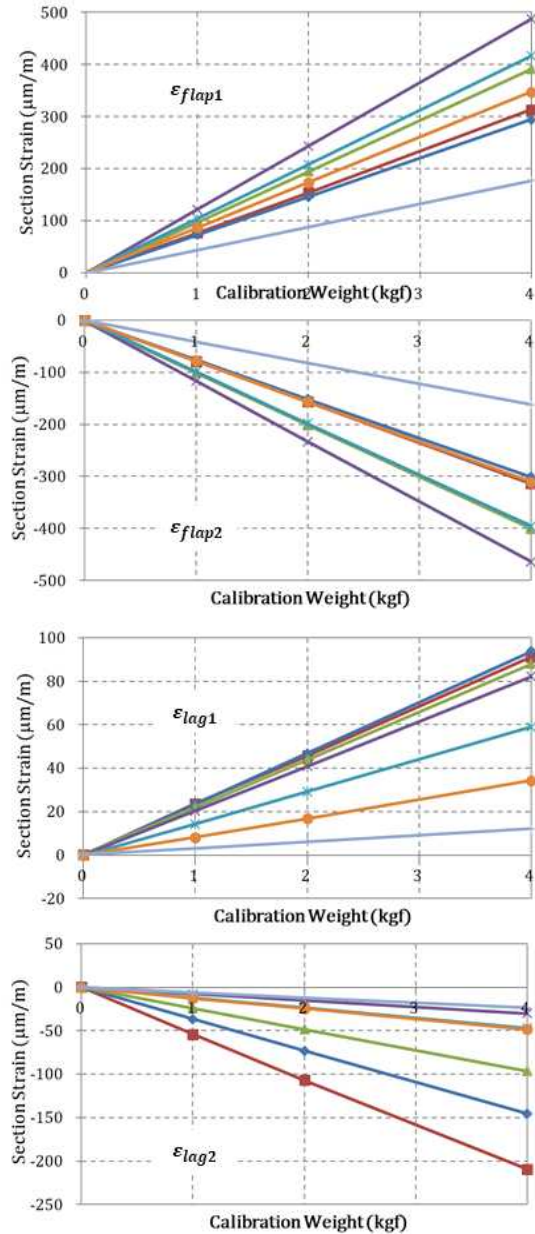
**Fig. 10** Blade sectional stiffness measurement of MPUH main rotor blade

증가함을 확인할 수 있었다. 이때 플랩 및 래그 방향 강성은 식 (1)~(2)에 제시된바와 같이 강성을 측정하기 위해 부착된 스트레인 게이지 사이의 거리( $h_{flap}$ ,  $h_{lag}$ )와 모멘트 하중( $M_{flap}$ ,  $M_{lag}$ ) 적용에 따른 변형률 측정결과를 통해 평가하였다.

$$EI_{flap} = \frac{M_{flap}(\epsilon_{flap_1} \times h_{flap})}{\epsilon_{flap_1}(\epsilon_{flap_1} + \epsilon_{flap_2})} \quad (1)$$

$$EI_{lag} = \frac{M_{lag}(\epsilon_{lag_1} \times h_{lag})}{\epsilon_{lag_1}(\epsilon_{lag_1} + \epsilon_{lag_2})} \quad (2)$$

플랩 및 래그 강성의 설계 목표 값과 제작된 블레이드 시편에 대한 단면강성 측정값의 비교 결과를 Table 1에 제시하였다. 플랩 강성 분포는 블레이드 반경 방향의 설계 목표치와 비교하여 실제 측정된 값의 분포가 유사함을 확인하였으며, Airfoil 구간(STA-180~STA-1100)에서는 제작된 블레이드의 플랩 강성 값이 설계목표치 대비 20%~56% 이상 상회함을 확인하였다. 래그 강성은 블레이드 루트에서 에어포일 영역으로 변환되는 천이구간



**Fig. 11** Flap and lag strains with respect to calibration weight

(STA-40~STA-125)의 경우 설계목표치와 측정된 강성 값이 비슷한 수준으로 확인되었다. 더불어 에어포일 구간(STA-180~STA-1100) 단면에서는 설계목표치 대비 강성 측정값이 13%~51% 더 높게 분포함을 확인하였다.

### 3.2 해석모델 보완

단면강성 측정 시험을 통해 확인된 플랩 및 래그 강성 값을 CAMRADII 해석 모델에 반영하여 로터 회전에 따른 고유진동수 분석과 진진비행 조건의 하중해석을 수행하였으며, 이를 통해 제작된 블레이드의 비행시제

활용 적절성을 검토하였다. Table 2는 로터 운용속도 (950RPM) 조건에서 Ksec2D를 통해 평가된 강성 값을 이용한 고유진동수 해석결과와 단면강성 측정값이 반영된 보완 모델을 통해 확인된 고유진동수 비교 결과를 보여주고 있다. 1~3차 플랩 모드의 경우 최대

**Table 1** Flap and lag stiffness distribution (design target vs. measured)

**Blade #1**

Radius (mm)	Flap stiffness (Nm <sup>4</sup> , Measured)				Design Target	DIFF(%)
	1ST	2ND	3RD	AVG		
40	2.122E+03	2.125E+03	2.125E+03	2.124E+03	2.326E+03	-8.7
70	2.009E+03	2.013E+03	2.011E+03	2.011E+03	1.793E+03	12.2
125	1.292E+03	1.295E+03	1.294E+03	1.294E+03	1.202E+03	7.6
180	8.453E+02	8.473E+02	8.479E+02	8.468E+02	7.031E+02	20.4
375	8.347E+02	8.352E+02	8.359E+02	8.352E+02	6.318E+02	32.2
750	6.523E+02	6.529E+02	6.529E+02	6.527E+02	4.179E+02	56.2
1100	5.843E+02	5.837E+02	5.840E+02	5.840E+02	4.179E+02	39.8

**Blade #2**

Radius (mm)	Flap stiffness (Nm <sup>4</sup> , Measured)				Design Target	DIFF(%)
	1ST	2ND	3RD	AVG		
40	2.020E+03	2.016E+03	2.023E+03	2.020E+03	2.326E+03	-13.2
70	2.038E+03	2.043E+03	2.047E+03	2.042E+03	1.793E+03	13.9
125	1.334E+03	1.341E+03	1.344E+03	1.339E+03	1.202E+03	11.4
180	8.409E+02	8.451E+02	8.462E+02	8.441E+02	7.031E+02	20.1
375	7.973E+02	7.986E+02	7.984E+02	7.981E+02	6.318E+02	26.3
750	5.952E+02	5.975E+02	5.964E+02	5.964E+02	4.179E+02	42.7
1100	5.704E+02	5.720E+02	5.720E+02	5.715E+02	4.179E+02	36.8

a) Flap stiffness

**Blade #1**

Radius (mm)	Flap stiffness (Nm <sup>4</sup> , Measured)				Design Target	DIFF(%)
	1ST	2ND	3RD	AVG		
40	1.589E+04	1.502E+04	1.501E+04	1.531E+04	1.779E+04	-14.0
70	1.678E+04	1.615E+04	1.612E+04	1.635E+04	1.982E+04	-17.5
125	2.947E+04	2.993E+04	2.996E+04	2.978E+04	3.464E+04	-14.0
180	5.247E+04	5.262E+04	5.281E+04	5.263E+04	4.487E+04	17.3
375	4.669E+04	4.703E+04	4.695E+04	4.689E+04	4.044E+04	15.9
750	3.794E+04	3.842E+04	3.818E+04	3.818E+04	2.714E+04	40.7
1100	4.074E+04	4.058E+04	4.087E+04	4.073E+04	2.714E+04	50.1

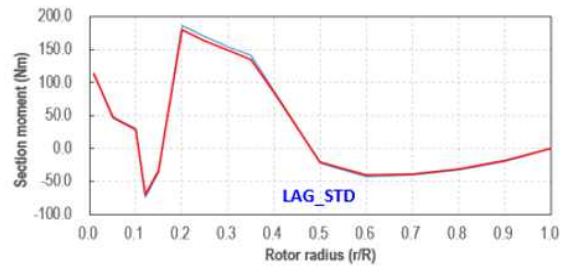
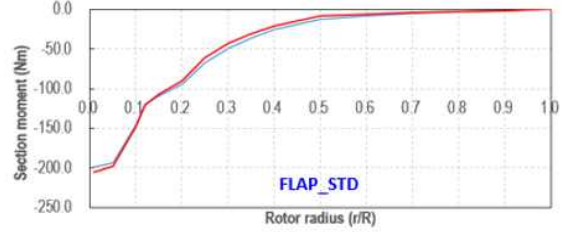
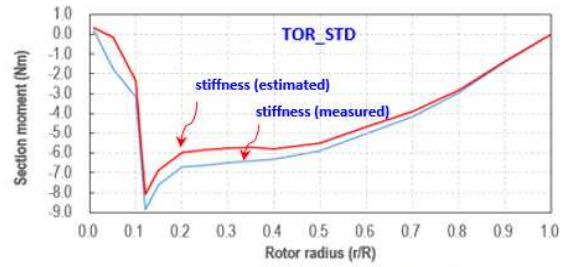
**Blade #2**

Radius (mm)	Flap stiffness (Nm <sup>4</sup> , Measured)				Design Target	DIFF(%)
	1ST	2ND	3RD	AVG		
40	1.572E+04	1.500E+04	1.498E+04	1.524E+04	1.779E+04	-14.4
70	1.689E+04	1.711E+04	1.713E+04	1.704E+04	1.982E+04	-14.0
125	2.967E+04	2.992E+04	2.992E+04	2.984E+04	3.464E+04	-13.9
180	5.087E+04	5.081E+04	5.084E+04	5.084E+04	4.487E+04	13.3
375	4.519E+04	4.530E+04	4.541E+04	4.530E+04	4.044E+04	12.0
750	4.087E+04	4.108E+04	4.126E+04	4.107E+04	2.714E+04	51.3
1100	3.988E+04	3.938E+04	3.971E+04	3.966E+04	2.714E+04	46.1

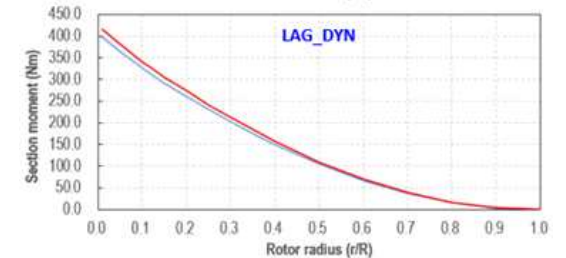
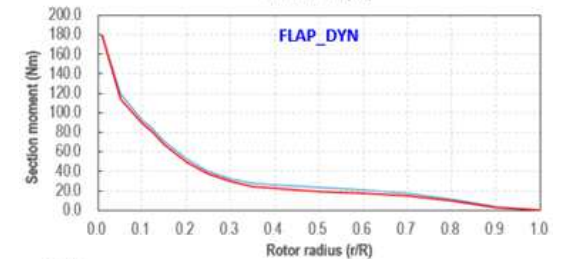
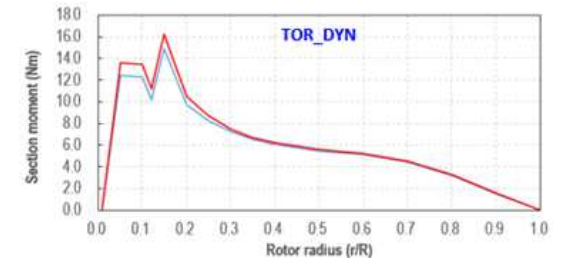
b) Lag stiffness

**Table 2** Blade natural frequencies

Mode	Frequency (Hz)		
	Section stiffness (Estimated)	Section stiffness (Measured)	Diff. (%)
1F	18.6	18.9	1.6
1L	23.2	23.9	3.0
2F	53.8	55.7	3.5
1T	82.8	89.9	8.5
3F	108.2	116.5	7.6



a) Steady moment



b) Dynamic moment

**Fig. 13** Blade section moment distribution

7.6%, 1차 래그 모드는 3.0%, 1차 토션 모드의 경우 8.5% 차이가 있으나, 회전주파수의 정수배와 비교하여 0.2/rev 이상 이격되어 있어 동적으로 불안정한 현상을 발생시키지 않음을 확인하였다. 또한, 다목적 무인헬기의 최대 순항속도인 150 km/h 조건에서 로터 하중배수 1.3G 기준의 트림 해석을 수행하였으며, 로터 반경방향의 플랩·래그·토션 모멘트 분포를 Fig. 13에 제시하였다. 예측된 강성 값을 이용하여 분석된 플랩·래그·토션 모멘트 분포 대비 측정된 강성 값을 이용하여 평가된 하중분포가 비슷한 수준으로 유지되고 있어 하중 측면에서도 제작된 블레이드가 비행시제에 적용가능함을 확인하였다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 다목적 무인헬기에 장착되는 블레이드에 탄소섬유 및 유리섬유 계열의 복합소재를 적용하여 내부 구조설계 결과를 제시하였으며, 유한요소 해석을 기반으로 방향별 강성을 평가하여 동적인 안전성이 확보되었음을 확인하였다. 이후 제작된 블레이드의 단면 강성 측정 결과를 동특성 및 하중해석 모델에 반영하였으며, 강성 예측값 대비 실제 측정된 값의 차이를 감안하더라도 유사한 수준의 진동 특성과 하중 값을 유지하고 있어 제작된 블레이드의 비행시제 적용이 적합함을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 민군협력진흥원 “다목적 활용 가능한 표준 플랫폼의 무인헬기 개발” 과제 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

#### References

- [1] K. T. Lee, “Introduction to mission requirements and technical trend of rotary-wing unmanned aerial vehicle system”, *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 30(8), pp. 156~163, 2002.
- [2] World Unmanned Aerial Vehicle Markets, 31 Oct 2002.
- [3] Forst & Sullivan, Military Unmanned Aerial Systems Market Assessment, 20 Apr 2012.
- [4] D. Fanjoy and W. Crossley, “Using a genetic algorithm for structural topology design of helicopter rotor blades”, *19<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2001.
- [5] J. Paik, V. V. Volovoi and D. H. Hodges, “Cross sectional sizing and optimization of composite blades”, *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.*, Denver, Colorado, 2002.
- [6] Y. J. Won and S. Y. Lee, “A study on the structural optimum design method of composite blade cross section using genetic algorithm”, *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 41(4), pp. 275~283, 2013.
- [7] I. J. Park and S. N. Jung, “General purpose cross section analysis program for composite rotor blade”, *International Journal of Aeronautical & Space Science*, vol. 10(2), pp. 77~85, 2009.
- [8] W. Johnson, CAMRADII Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, John Aeronautics, 2007.
- [9] C. Cesnik and R. Palacios, UM/VABS, Theoretical Manual, Aerospace Dept., University of Michigan, 2003.
- [10] www.nfx.co.kr, Midas-NFX User’s Manual