

헬리콥터의 진동하중 저감을 위한 능동 뒷전플랩의 기구학적 설계 개선 및 검증

Kinematic design improvement and validation of ATF(Active Trailing-edge Flap) for helicopter vibration reduction

강정표 ‡ · 은원중*, 임재훈*, Umberto Visconti*, 신상준 † (서울대)

JungPyo Kang, WonJong Eun, JaeHoon Lim, Umberto Visconti, and SangJoon Shin

Key Words: Piezoelectric Actuator (압전 작동기), Active Trailing-Edge Flap (능동뒷전플랩), Rotorcraft (회전의 항공기)
Vibration control(진동제어)

ABSTRACT

In this paper, an improved small-scaled blade prototype was designed with the flap-driving mechanism classified as an active vibration reduction method, in order to reduce vibratory load in the helicopter. In detail, the previous Active Trailing-Edge Flap based on piezoelectric actuator, called SNUF(Seoul National University Flap), failed to achieve the target value ($\pm 4^\circ$) of the flap deflection angle. Therefore, the flap-driving mechanism design was improved, and a new piezo-actuator was selected to accomplish the target value of the flap deflection angle in both static and rotating situations.

1. 서 론

회전의항공기에서의 소음과 진동문제는 여전히 산업계와 학계에서 해결해야 할 난제로 남아있는 영역이다. 헬리콥터 로터 블레이드에서 발생하는 진동하중은 pN/rev의 진동수를 가지고 있다⁽¹⁾. 하지만 스와시 플레이트와 피치링크로 구성된 재래식 로터 블레이드 제어 시스템은 1/rev의 제한적인 주파수 제어범위를 보유하고 있어, 효과적으로 진동 및 소음을 감소하기에는 한계가 있다.

특히, 회전의 항공기의 전진비행 및 상승/하강 비행영역에서 이러한 진동과 소음 현상은 심해지며, 헬리콥터의 회전하는 본연적 특성으로 인해 발생하는 로터 블레이드의 다양한 공력현상은 탑승자에게 피로감 및 불쾌감을 유발하며, 항공기 기계 구성품

의 수명주기를 감소시켜 운용유지비를 증가시킨다.

이러한 소음, 진동문제를 저감하기 위한 기술적 접근 방법은 크게 수동적 제어방법과 능동적 제어방법으로 분류된다. 오랫동안 널리 사용된 bifilar vibration absorber와 같은 댐퍼를 활용한 방법, Figure 1에서와 같이 진동 저감용 membrane 및 기계적 레버를 활용한 한층 진보된 pylon isolation system 방식의 SARIB[®] 등이 대표적인 수동적 제어 방법의 예이다⁽²⁾. 하지만 이러한 수동적 제어방법은 외부에 구조물을 부착하는 특성상 항력 및 항공기 중량 증가를 수반하며, 비행영역의 변화에 유연하게 대처하지 못하는 문제점이 있다. 하지만, 능동적 제어방법은 특정 비행운용영역에 국한된 진동 제어방식이 아니기 때문에 대처가 유연할 뿐만 아니라, 보다 효율적인 소음, 진동 저감 결과를 보여준다. 능동적 제어방식은 항공기 동체에 전달되는 진동을 저감하기 위해 Figure 2에서와 같이 능동지능소재 작동기를 사용한 EC225의 AVCS(active anti-vibration control system)와 같은 동체기반 제어 방식과, 소음 및 진동의 근원인 로터 블레이드 내부에 지능재료를 삽입하여 진동제어를 수행함으로써, 동체기반 제어방식보다 우수한 진동저감 효과

† 교신저자: 신상준(서울대)

E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

Tel : 02-880-1901

‡ 발표자: 강정표(서울대), navypyoo@snu.ac.kr

* 공동저자(서울대)

가 있는 ACF(active controlled flap)와 같은 로터 기반 방식이 있다.

본 논문에서는 로터 블레이드 진동제어를 위하여 능동적 진동제어 방법중의 하나인 Active Trailing-edge Flap(ATF) 방법을 채택하여 플랩 구동부 시제품(SNUF)을 제작하여 실험을 진행하였다. 하지만, 기존의 플랩 구동 메커니즘과 압전 작동기(piezoelectric actuator)는 목표 뒷전 플랩 변위 값($\pm 4^\circ$)을 획득하지 못하였다. 이는 마찰력 및 뒷전 플랩과 압전 작동기 연결 메커니즘에서의 block force 손실로 인한 것으로 추정된다. 이에 본 연구팀에서는 이를 개선하여, 목표 플랩 변위 값을 획득하고자 한다.

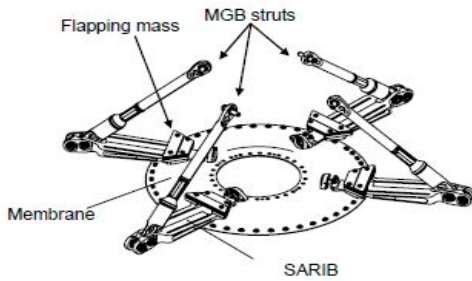


Figure 1. SARIB

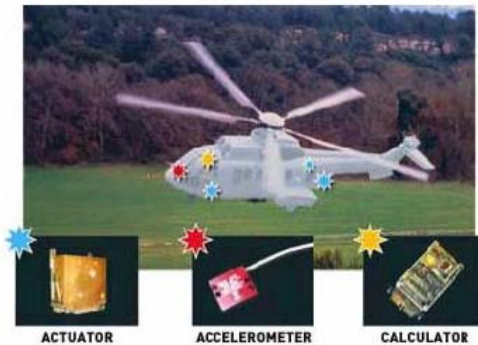


Figure 2. EC135 AVCS

2. 설계 개선 및 보완

2.1. 플랩 구동부 재설계

(1) 작동기 재선정

SNUF에 사용되는 작동기는 고차조화운동이 가능해야 하기 때문에 빠른 응답특성이 요구된다. 이를 충족하는 압전 재료에 기반한 작동기가 현재 능동 진동제어방식에서 널리 사용되고 있다. 기존 본 연구팀이 선정한 APA 200M 압전작동기를 최대 4

개까지 추가하면서 반복 시험을 하였지만, 결과는 Table 1에서와 같이 요구 운용조건인 $\pm 4^\circ$ 보다 작은 $\pm 3.7^\circ$ 의 최대 플랩 변위 값을 획득하였다⁽³⁾.

Table 1. Results of the previous configuration

Version	Configuration	Flap Deflection
1	Single actuator – Skin hinge type	$\pm 2^\circ$
2	Two actuators in parallel – Pin hinge type	$\pm 1.5^\circ$
3	Three actuators in parallel – Pin hinge type	$\pm 2.5^\circ$
4	Four actuators in parallel and series – Pin hinge type	$\pm 3.7^\circ$

이러한 결과는 목표 플랩 변위 값을 얻기 위해 200M 작동기의 개수를 단순히 증가시키는 것은 구동메커니즘의 복잡화와 원인불명의 마찰력 증대를 유발하여 목표 플랩 변위 값 획득 방해 요인으로 작용한 것으로 판단된다. 기존 연구에서 단순히 작동기 개수를 증가시키려고 시도하였던 이유는 SNUF 블레이드 내부 공간에 설치 가능한 작동기가 운용가능 변위가 작은 APA 200M으로만 제약되어 있었고, 그 결과 Figure 3. 에서와 같이 작동기의 선형움직임을 플랩에 연결하는 hinge pin offset (moment arm: L_2)도 작아져, 설계/해석한 만큼의 목표 플랩 변위 결과값이 나오지 않은 것으로 추정된다. 그래서 목표 플랩 변위 값을 획득하기 위해서, Table 2에서와 같이 작동기의 크기 및 무게와 상관 없이 여러 작동기를 고려하여 임계 힌지 모멘트를 기준으로 작동기별 플랩 변위 값에 따른 모멘트 암을 계산하였다.

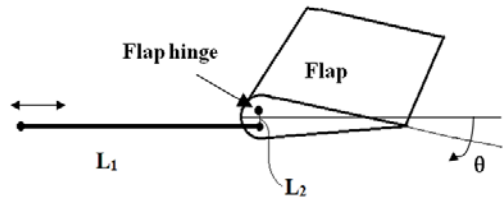


Figure 3. Schematic of the linkage mechanism

Table 2. Standard properties of APA actuators

Properties	200 M	500 L	1000 L
Max.no load displacement (μm)	230	500	900
Blocked force (N)	73	570	373

Force limit (0-pk) (N)	27.38	285	93.25
Height (mm)	17	55	35
Length (mm)	55	145	145
Width (mm)	9	16	16
Mass (g)	15.7	200	190

Figure 4에서와 같이 플랩 변위 값의 운용 가능 범위가 넓으며 제작이 용이한 모멘트 암 길이(L_2)를 제공하여 주는 APA 1000L 작동기를 선정하였다. 새롭게 선정된 APA 1000L을 블레이드 내부 공간에 설치 하기 위해서는 블레이드 크기 및 두께의 증가가 불가피 하였다. 이로 인해 블레이드 단면 재설계와 검증이 병행되었다.

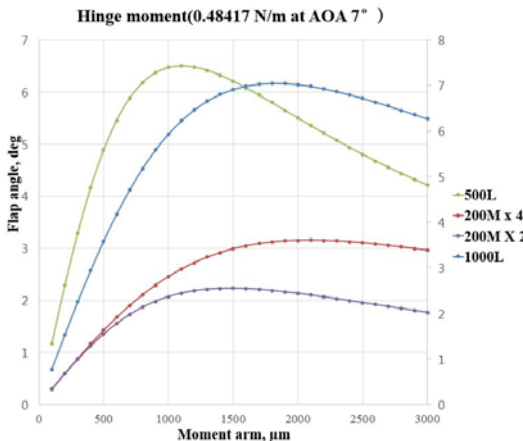


Figure 4. Flap deflection and moment arm length relationship

(2) 힌지 모멘트 예측

회전 시험시 로터 블레이드에 작용하는 공력하중을 극복하기 위한 최적의 작동기를 선정하기 위해서는 플랩에 작용하는 힌지 모멘트 예측이 필수적이다. 기존 플랩 구동부는 목표 플랩변위 값($\pm 4^\circ$)를 획득하지 못하였기 때문에, 이 문제를 해결하기 위한 작동기 재선정 과정을 진행하면서 플랩 힌지 모멘트 예측을 다시 수행해야 할 필요성 있었다. 새롭게 선택된 APA 1000L에 적합한 블레이드 단면 설계 및 검증을 병행하면서, 개선된 블레이드 디자인에 대한 공력 힌지 모멘트 예측은 전산유체역학 프

로그래밍 FLUENT를 이용하여 수행되었으며, 받음 각 7° 일 때 힌지 모멘트가 0.48 N-m로 최대값을 보여주었다. 따라서, 이를 임계 힌지 모멘트로 최종 선정하였다.

(3) 플랩 구동 메커니즘 재설계

목표 플랩 변위 값을 획득하기 위해서는 압전 작동기의 작은 변위를 효율적으로 증폭할 수 연결 메커니즘의 설계가 필수적이다. Figure 5. 에서와 같이 기존의 플랩 구동 메커니즘의 복잡성이 마찰력을 증가시켜 작동기의 block force를 감소시켰을 가능성에 착안하여, 메커니즘의 디자인을 Figure 6 에서와 같이 단순화하여 APA 1000L actuator의 block force 손실을 최소화 할 수 있도록 개선하였다. 또한, 플랩 변위 값 및 모멘트 암 (L_2) 관계에서 최적의 운용가능 범위를 나타낸 APA 1000L 작동기는 다른 작동기 모델에 비해 큰 모멘트 암 제작을 가능하게 하여 시제품 제작 편의성을 향상시켰다. 향후 플랩 구동 메커니즘 시제품 제작 후 반복 시험을 통해서 최적의 모멘트 암(L_2)이 결정될 예정이다.

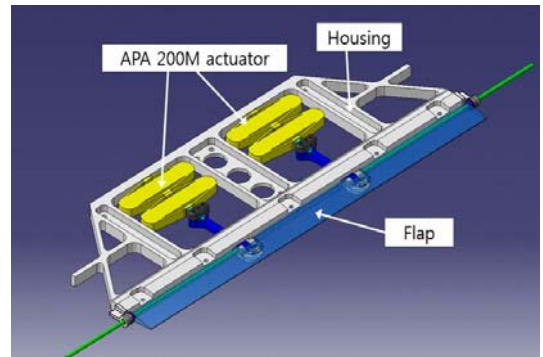


Figure 5. Four actuators in parallel and series

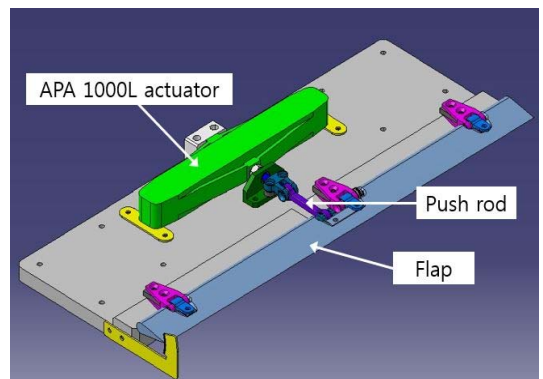


Figure 6. Single actuator and flap deflecting mechanism

2.1. 블레이드 설계

(1) 단면 재설계 및 해석

시위길이 102.4mm에 NACA 0012의 익형으로 이루어진 기존 단면 구조에는, 단순화된 메커니즘에 사용하기 위하여 새롭게 선정된 APA1000L을 수용할 수 있는 공간이 부족하다. 따라서 단면 구조 또한 재설계 되었다. 시위길이를 135mm로 증가시키고, NACA 0012보다 두꺼운 NACA 0015 단면을 사용하여 작동기를 사용하기 위한 공간을 확보하였다. 또한 기존 단면 설계에서는 시위길이 대비 44.34% 지점에 스파가 존재하였으나, 새로운 작동기를 장착하기 위해 이를 제거하였다. 대신 로터 블레이드 앞전부터 시위길이 대비 14.81% 지점까지를 탄소복합재로 채워 넣도록 단면을 설계하였다. Figure 7은 기존 단면 설계와 수정된 단면 설계를 나타낸 것이다.

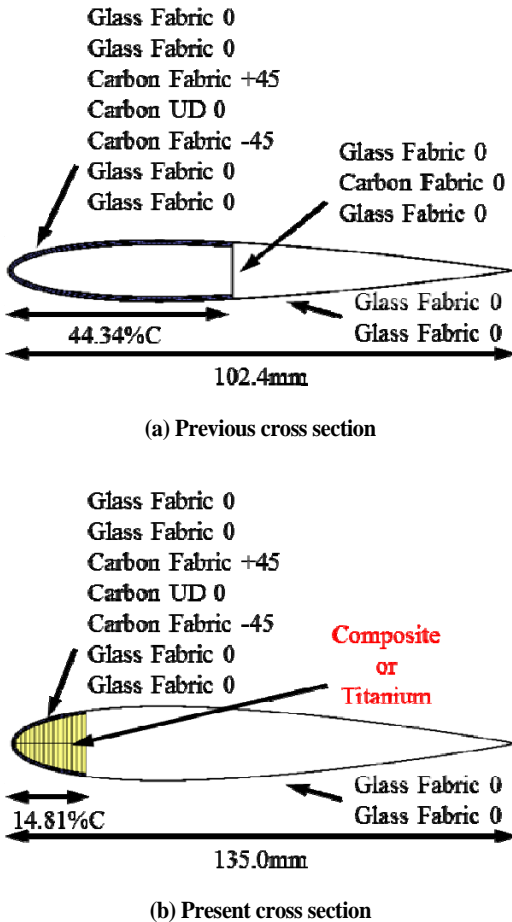


Figure 7. Cross sectional structure

수정된 단면 설계의 특징은 압전 부분이 유리섬유 roving으로 채워져 있다는 점이다. 대신 작동기가 장착되어 있는 부분에서는 작동기를 고정하기 위하여 티타늄 합금으로 된 블록이 자리잡고 있으며, 유리섬유 roving에 티타늄 블록을 고정하도록 설계하였다. 따라서 단면 해석은 크게 두 가지 구간으로 나누어 진행하였다. Figure 8에 나타난 것과 같이, 작동기 장착 구간에서는 티타늄 합금이 로터 블레이드 앞전에 채워져 있는 것으로 설계하고, 그 외 구간에서는 로터 블레이드 앞전에 유리섬유 복합재가 채워져 있는 것으로 설계하였다. 새롭게 설계된 구조의 단면 해석 결과는 Table 3과 같다.

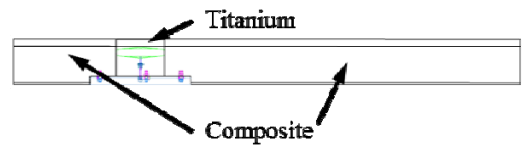


Figure 8. Cross section position

Table 3. Cross section analysis results

Properties	Previous	Present (Composite)	Present (Titanium)
EA (N)	3.628×10^6	7.034×10^6	5.014×10^7
GJ (N-m ²)	6.573×10^1	7.799×10^1	3.634×10^2
EI _{nap} (N-m ²)	7.864×10^1	1.801×10^2	4.397×10^2
EI _{rag} (N-m ²)	5.366×10^3	5.486×10^3	8.107×10^3
Mass per unit span (kg/m)	2.089×10^{-1}	4.928×10^{-1}	1.149×10^0

(2) 블레이드 하중해석

재설계된 단면 해석 결과를 토대로 하여 하중해석을 수행하였다. 하중해석에는 회전익 통합 해석 프로그램인 CAMRAD II⁽⁴⁾를 사용하였다. 기존 로터 블레이드 설계에서는 4개의 블레이드를 사용한 반면, 새로운 설계에서는 2개의 블레이드를 사용하는 것으로 수정하였다. 따라서 관절형 구조 대신 시소형 허브 구조를 채택하였다. 뿐만 아니라, 블레이드 탑재 장비에 무리한 하중이 가해지지 않도록, 원심력을 줄이기 위하여, 전체 로터 블레이드의 길이를 1.28m에서 1.5m로 증가시켰다. 로터 블레이드 끝단에서 마하수 0.6을 유지하기 위하여 회전수를

160rad/s에서 137rad/s으로 감소시켰다. 이와 같은 회전수 감소는 원심력의 감소로 이어져, 0.75R 지점에 위치하는 작동기에 작용하는 하중을 감소시킬 것으로 기대한다. 하중해석을 위한 조건이 Table 4. 에 요약되어 있다.

Table 4. Cross section analysis results

Properties	Previous	Present
Rotor type	Articulated	Teetering
Rotor radius	1.28 m	1.50 m
Rotational speed	160 rad/s 1,528 RPM	137 rad/s 1,304 RPM
Blade chord	102.4 mm	135.0 mm
Root cutout	20%	20%
Airfoil	NACA0012	NACA0015
Tip Mach No.	0.60	0.60
Pre-twist	-10°	-10°
Advance ratio	0.3	0.3

새롭게 설계한 블레이드에서 사용하는 APA 1000L 작동기는 약 180g으로 기존에 사용했던 APA 200M의 16g에 비하여 그 무게가 매우 크게 증가하였다. 이전 설계에서는 4개의 APA200M을 사용하였으나, 현재 사용하고자 하는 1개의 APA 1000L은 4개의 APA 200M보다 2배 가량 큰 질량을 가지고 있다. 따라서 하중해석을 진행할 때, 작동기 및 추가적인 부품을 점 질량으로 모사하여, 작동기와 추가부품을 포함한 하중해석 결과를 얻을 수 있도록 하였다. 작동기와 추가부품은 3차원 설계 프로그램인 CATIA에서 무게 중심과 질량을 확인하고(Figure 9), 이를 CAMRAD II에서 점 질량으로 추가하였다. 이와 같은 절차를 통하여 얻은 하중해석 결과는 Figure 10에 나타나 있다.

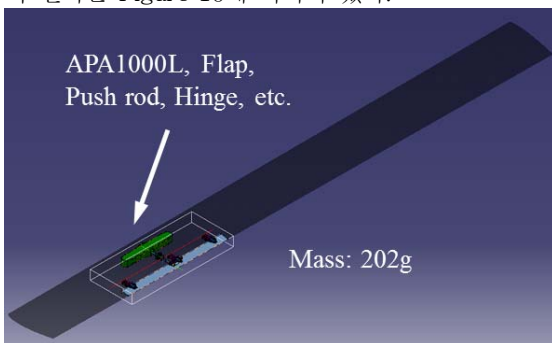
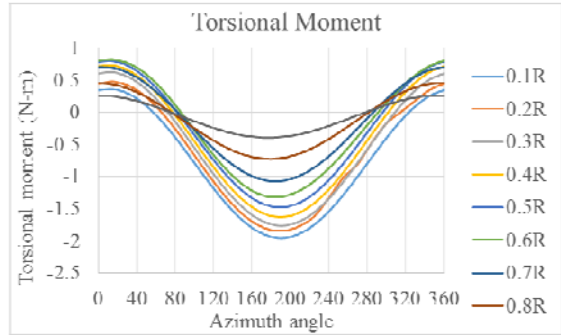
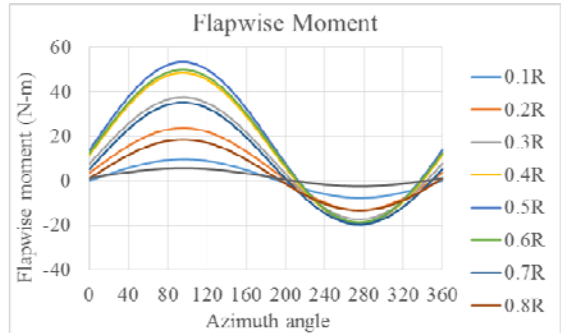


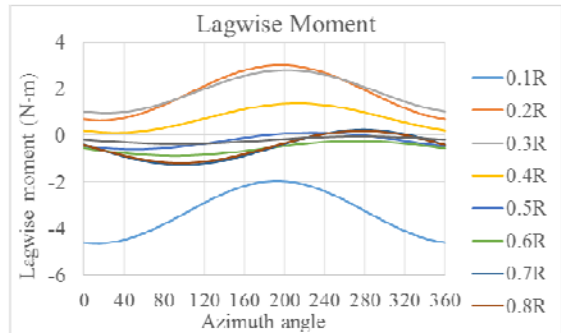
Figure 9. Mass of the actuation component



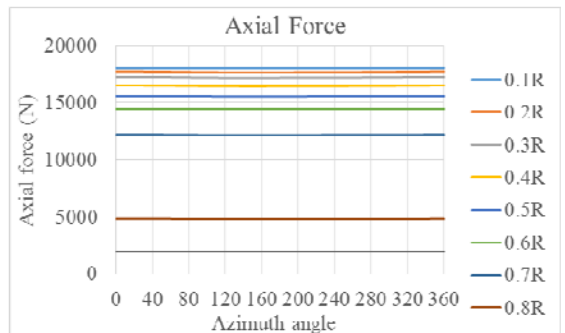
(a) Torsional Moment



(b) Flapwise Moment



(c) Lagwise Moment



(d) Axial Force

Figure 10. Internal load results

(3) 설계구조 검증

새롭게 설계한 단면구조에 하중해석 결과를 적용하여 응력/변형률 회복 해석을 수행하였다. 이 과정을 통하여 새롭게 설계한 단면구조의 강건성을 파악하고자 하였다. 하중해석 결과 중에서 방위각 90°에서의 값을 이용하고, 1.5의 안전계수를 적용하여, 응력/변형률 회복해석을 수행하였다. Figure 11에 나타난 것과 같이, 로터 블레이드 뿌리에서 가장 큰 변형률이 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

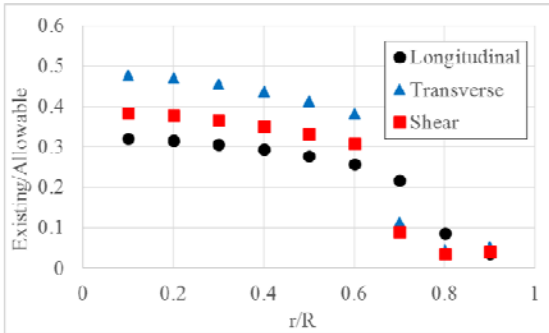


Figure 11. Strain distribution results

이전 설계에서는 관절형 허브를 사용하였기 때문에, 최대 변형률이 로터 블레이드 뿌리가 아닌 약 0.3R 지점에서 나타났다. 하지만 설계를 수정하면서 시소형 허브를 사용하였고, 따라서 최대 변형률이 로터 블레이드 뿌리에서 나타났다. Table 6에 나타난 해석 결과에서 알 수 있듯이, 허용 변형률 대비 최대 변형률 값은 0.4777로서, 새롭게 설계한 단면 구조의 안전도를 검증하였다.

Table 6. Maximum strain results

	Existing/Allowable		
	Longitudinal	Transverse	Shear
Previous	0.5387	0.3994	0.1812
Present	0.3205	0.4777	0.3837
Diff. (%)	+ 40.5	+ 19.6	+ 111.8

3. 결 론

헬리콥터 로터 블레이드 진동제어를 위해 충분한 목표 플랩 변위값을 획득하기 위하여, 작동기를 APA 200M에서 APA 1000L 작동기로 교체 선정하였다. 이로 인해 APA 1000L이 설치될 블레이드 내부 공간 확보를 위해 블레이드 크기를 증대시켰다. 이러한 설계 변경과 동시에 블레이드의 구조적 강건성을 유지하면서, 충분한 목표 플랩 변위 값을 확보가능 하도록 개선하였다. 향후에는 설계 변경된 내용을 적용한 구동부 시제품을 제작하여 정적시험에서 목표 플랩 변위값을 확인 후, 시제품 블레이드 제작 및 회전시험을 위한 절차를 진행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2013년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구 사업임. (No. NRF-2013R1A1A2060479)

참 고 문 헌

- (1) Johnson, W., Helicopter Theory, Chap. 12, Dover publications, Inc., N.Y., 1994.
- (2) Konstanzer, P. and Enenki, B., 2008, Recent advances in Eurocopter's Passive and Active vibration control, American Helicopter Society 64th Annual Forum.
- (3) Natarajan, B., Eun, W. J. and Shin, S.-J., "Further Enhancement of SNUF Active Trailing-edge Flap Blade Mechanism Design," KSNVE Annual Spring Conference 2013, Yeosu, Korea, April 24-26, 2013.
- (4) Johnson, W., Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Vols I-VIII, Johnson Aeronautics, VIII Palo Alto, CA Sep, 2000.