

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 542-550(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.542

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 헬리콥터 진동 하중 저감을 위한 능동 뒷전 플랩이 장착된 SNUF 블레이드의 유연보의 설계 및 해석

임병욱\*, 은원중\*\*, 신상준\*\*\*

### Design and Analysis of Flexbeam in SNUF Blade Equipped with Active Trailing-Edge Flap for Helicopter Vibratory Load Reduction

Byeong-Uk Im\*, Won-Jong Eun\*\* and SangJoon Shin\*\*\*

Seoul National University\*,\*\*\*

Samsung Electronics\*\*

#### ABSTRACT

This paper presents design of a bearingless main rotor of SNUF (Seoul National University Flap) blade equipped with active trailing-edge flap to reduce the hub vibratory loads during helicopter forward flight. For that purpose, sectional design of the flexbeam is carried out using the thin-walled composite material rotating beam vibration analysis program (CORBA77\_MEMB) in EDISON. Using the multi-body dynamics analysis program, DYMORE, blade dynamic characteristics and those of the loads control are examined using the active trailing-edge flap in terms of the flexbeam sectional design.

#### 초 록

본 논문에서는 헬리콥터의 진진비행시 발생하는 허브 진동 하중 저감을 위해 설계된 능동 뒷전 플랩이 장착된 SNUF 블레이드의 무베어링 주 로터 적용 설계에 대해 살펴보았다. 이를 위해 EDISON의 박벽 복합재료 회전보 진동해석 프로그램(CORBA77\_MEMB)을 이용하여 유연보의 단면 설계가 이루어졌다. 다물체 동역학 해석 프로그램 DYMORE를 이용하여 단면 설계에 따른 블레이드 동특성 및 능동 뒷전 플랩을 이용한 하중 제어의 특성을 예측하였다.

**Key Words** : Helicopter(회전익기), Active Trailing-Edge Flap(능동 뒷전 플랩), EDISON (첨단 사이언스 교육 허브 개발 사업)

#### 1. 서 론

헬리콥터의 로터는 회전하며 주변 공기 흐름을 활용하여 추력을 생성하며, 블레이드 받음각의

조절에 따른 공력-구조 연계 블레이드 응답을 바탕으로 설계된다. 헬리콥터의 주로터는 추력 및 추력의 제어를 담당하는 핵심 장치로 최신 개발 경향은 주로터의 중량 감소 및 단순한 형태의

† Received : March 31, 2018      Revised : June 18, 2018      Accepted : June 21, 2018

\*\*\* Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

로터로의 변화를 추구하고 있다. 초기의 로터는 각 블레이드의 굽힘, 래그, 비틀림 방향의 힌지를 구성하여 기계적으로 복잡하고, 부품 수가 많아 중량과 항력이 증가하며, 높은 유지보수 비용의 단점이 있었다. 이러한 단점의 극복을 위해 무힌지 로터는 블레이드의 굽힘 및 래그 방향 힌지를 구조적변형으로 대체하고, 피치의 회전은 베어링이 있는 형태로 개발되었다. 무베어링 로터는 피치 조절을 위한 베어링 또한 유연한 탄성보의 비틀림 변형으로 대체하여 블레이드의 기계구조가 단순하고, 경량 제작이 가능하며 조종력 증가 및 허브 항력 감소의 장점이 있다[1].

무베어링 로터는 허브에 연결되는 유연보(flex-beam)와 블레이드 구조 및 피치 제어를 위한 피치링크가 부착된 강성이 큰 토크튜브(torque tube)가 블레이드와 유연보에 각각 연결된 형태이며, 토크튜브와 유연보 사이에 스너머(snubber)라고 하는 감쇠기 조립체가 삽입된다. 초기의 무베어링 로터는 감쇠기를 장착하지 않았으며 기존 무힌지형 로터로 개발된 상업용 헬리콥터 BO-105 및 XH-51A의 무베어링형 로터로 설계 변경 및 비행시험 연구가 진행된 바 있다[2-3]. 최근에는 Boeing-Sikorsky의 Comanche, Eurocopter의 BO-108, 그리고 McDonnell Douglas의 MD Explorer 등의 무베어링 로터를 장착한 회전익기가 개발된 바 있다[4-6]. 국내에서는 한국항공우주연구원이 무힌지형 BO-105 블레이드를 개량한 무베어링 로터로 회전시험을 수행한 바 있다[7]. NASA의 BO-105/BMR이 기존 BO-105 무힌지형 블레이드의 플렉서(flexure)를 제거하고 유연보를 구성한 반면 한국항공우주연구원은 플렉서를 제거하지 않고 보강하여 사용한 바 있다.

본 논문에서는 이러한 추세에 따라 현재 무힌지형 로터로 설계된 Seoul National University Flap(SNUF) 블레이드에 대해 무베어링 로터로의 설계 방안에 대해 제시한다. 은원종 등에 의해 개발된 SNUF 블레이드는 허브 진동하중을 최소화시키는 단면 설계 프로그램에 의해 설계된 블레이드이며, 능동 뒷전 플랩의 고주파 조화 가진을 이용하여 허브 진동 하중을 감소시킨다[8].  $0.2R$ 까지의 블레이드 루트 부분을 제외한 부분의 설계를 변경하지 않고 유연보의 설계를 진행하고, DYMORE에서 모델링하여 공력탄성학적 안정성 및 동특성을 해석하였다.

2장에서는 무힌지형 SNUF 블레이드의 기본 설계에 대하여 소개하고, 유연보 설계를 위한 EDISON의 CORBA77\_MEMBER 단면해석 프로그램 및 MATLAB과 연동한 단면 설계 구성 방법

에 대해 설명하고자 한다. 3장에서는 유연보 단면 해석에 대한 결과 및 블레이드 동특성 해석 결과에 대해 토의하고자 한다. 끝으로 4장에서는 결론 및 향후 연구방향에 대해 기술하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 SNUF 블레이드 설계

#### 2.1.1 무힌지형 SNUF 블레이드 구성

SNUF 블레이드는 압전소재로 작동하는 능동 뒷전 플랩을 이용해 허브 진동 하중 감소를 목적으로 하며, 블레이드의 개수는 4개이다. CH-47D 플랜폼을 기반으로 한국항공우주연구원의 무힌지형 허브에 맞추어 설계되었으며, Fig. 1에 전체 블레이드의 형상이 나타나 있다. 초기 비틀림각은  $-10^\circ$ 로 설계하였으며, 제작의 편의를 위해 플랩이 위치한  $0.65R \sim 0.85R$ 에서는 비틀림각을  $0^\circ$ 로 하였다. Fig. 2에서 보이듯이 익형 단면의 형상은 NACA0015이며, 참고논문 [8]에서 블레이드 무게를 목적함수로 하여 단면 해석 프로그램 GT/VABS와 CAMRAD II 및 DYMORE 등의 통합 로터 해석 프로그램 등을 연동하여 유전알고리즘을 이용한 최적 단면 설계가 수행되었다. 이때, 질량중심과 전단중심이  $1/4$  시위 길이로 설정되도록 제약조건을 부가하였다. Table 1에 상세한 블레이드의 제원이 기술되어 있다.

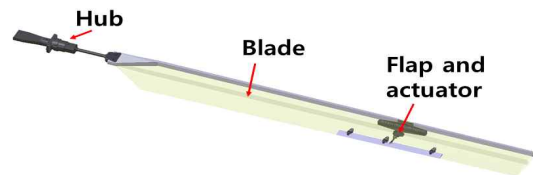


Fig. 1. Hingeless SNUF blade platform

Table 1. Hingeless SNUF blade specification

Property	Symbol	Value (SI)
hub type	-	hingeless
Mach number	$Ma$	0.6
radius	$R$	1.5 m
chord	$c$	0.135 m
twist	$\theta_{tw}$	$-10^\circ$
airfoil	-	NACA0015
Lock number	$\gamma$	9.35
rotational speed	$\Omega$	1300 RPM
flap center location	-	75% R
flap length	-	20% R
flap chord length	-	15% c

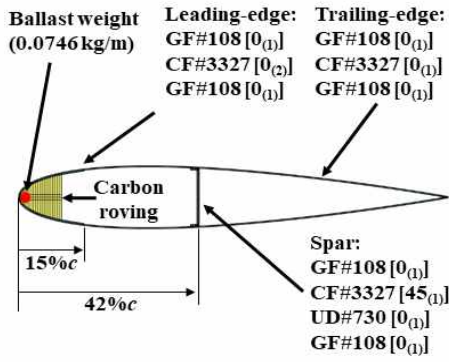


Fig. 2. SNUF Blade Section, NACA0015[8]

2.1.2 EDISON CORBA77\_MEMB 프로그램 연동 해석

EDISON에 탑재된 CORBA77\_MEMB 프로그램은 얇은 벽을 가지면서 단힌 루프를 형성하는 단면들에 대해 단면 해석 결과를 제공한다. 이방성 재료에 대한 물성치 입력을 허용하며, 다중 적층 재료를 하나의 직선 요소로 모방하여 단면을 구성하는 각각의 요소는 재료물성과 기하학적 정보를 담게 된다[9-10].

무베어링 로터의 유연보 단면 해석을 위해 MATLAB에서 사용자가 원하는 기하학적 형상 정보 및 복합재 적층 패턴 및 각도를 입력하면 EDISON 홈페이지에서 CORBA77\_MEMB를 실행할 수 있는 입력파일이 생성되도록 하는 전처리 프로그램을 구성하여 SNUF 유연보의 단면 설계 절차를 수립하였다. 개발된 전처리 프로세스와 EDISON 프로그램의 해석 정확도 검증을 위해 Fig. 3의 예제형상에 대해 상용 단면해석 프로그램 UM/VABS와 결과를 비교하여 Table 2에 나타내었다. 오차의 수준은 10% 미만으로 전처리 프로그램이 올바르게 작성되었음을 확인하였다.

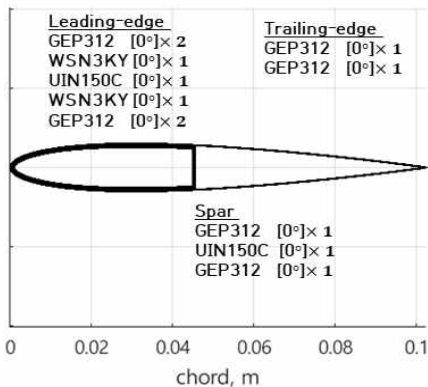
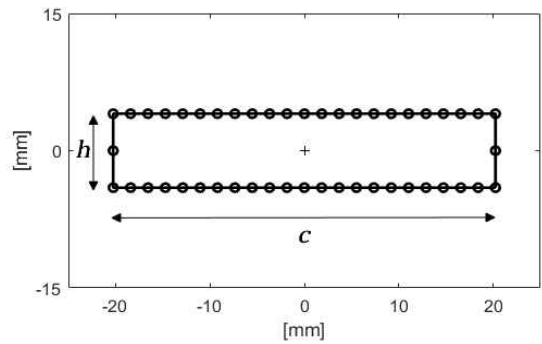


Fig. 3. Sample airfoil for comparison

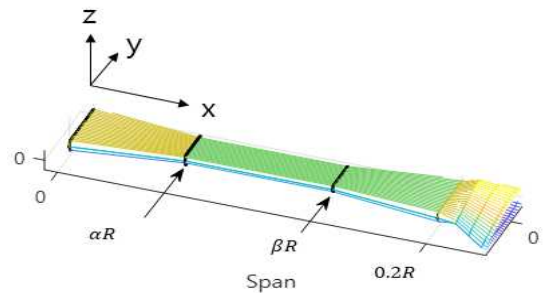
Table 2. Comparison between UM/VABS and EDISON CORBA77\_MEMB

Property	CORBA	UM/VABS	Error
EA $10^6 [N]$	5.08	4.85	-4.6%
GJ $[N]$	46.80	48.66	3.83%
$EI_{yy} [Nm^2]$	110.75	106.51	-3.98%
$EI_{zz} [Nm^2]$	6850.66	6265.15	-9.35%
$\mu [kg/m]$	0.2096	0.2094	0.12%
$I_p 10^{-4} [kgm^2]$	3.88	3.87	0.17%
$I_{yy} 10^{-4} [kgm^2]$	4.37	4.38	-0.15%
$I_{zz} 10^{-4} [kgm^2]$	3.84	3.83	0.17%

Figure 4(a), (b)는 각각 전처리 프로그램을 통한 육각형 형태의 유연보의 단면 형상 및 전체 형상을 그린 것이다. Fig. 4(a)와 같이 유연보를 균일한 단면의 직사각형으로 설계할 경우, 플랩-래그-비틀림의 강성 요구도를 최적화하는데 한계가 존재하지만 설계와 제작의 용이성을 위해 단면은 직사각형으로 설정하였다[11]. 비틀림 방향 강성을 조절하기 위해 허브에 가까운 유연보의 루트 부분과 블레이드와 결합하는 부분을 두껍게 하고 탄성 힌지가 되는 부분을 재단하여 설계하였다. Fig. 4(b)에서 보이듯이 단면의 기하학적 설계의 파라미터는 유연보 단면의 종횡비 (h/c)와 시위 길이(c), 유연보 루트부분의 두께를



(a) Simple flexbeam cross-section



(b) Simple flexbeam design parameters

Fig. 4. CORBA77\_MEMB preprocessing

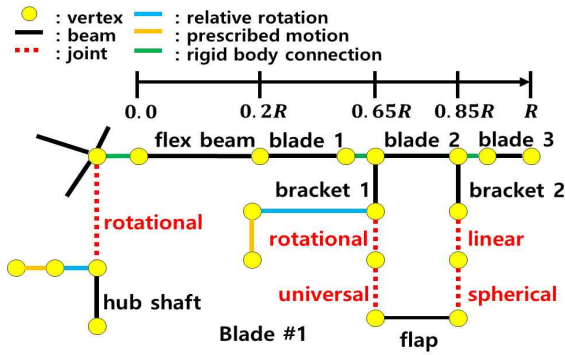


Fig. 5. DYMORE configuration for bearingless SNUF blade

결정하는  $\alpha, \beta$ 이다. 본 설계에서 편의를 위해  $\beta$ 는 0.18로 고정하였다. 종횡비로부터 플랩 및 래그 방향 굽힘 강성이 결정되며, 루트부분의 두께로부터 비틀림 강성의 분포가 결정된다.

단면 해석 결과로부터 DYMORE를 이용한 로터의 정적 회전 고유진동수 해석을 통해 안정성을 판별하여 유연보 단면을 설계하였다. DYMORE 구성도는 Fig. 5에 도시되어 있다. 설계된 블레이드는 유연보 - 블레이드의 구조만을 지니며 스너버 조립체 및 토크튜브 등이 포함되어 있지 않다. 토크튜브는 강체로 가정하여 피치 조인트가 되는 유연보 부분에 식 (1)과 같은 모멘트를 가하여 피치 제어 입력을 만들어낸다.  $M_0$ 는 회전 좌표계에서 collective 피치 모멘트,  $M_{1s}$ 와  $M_{1c}$ 는 cyclic 피치 모멘트 성분이다. 공력 해석은 DYMORE가 제공하는 양력선(lifting line)을 도입하여 블레이드 길이 방향으로 2차원 단면에서 공력을 계산하여 수행되며, 유입류는 동적 유입류 모델을 15개의 상태변수를 이용하여 계산하였다.

$$M_\theta = M_0 + M_{1s}\sin\psi + M_{1c}\cos\psi \quad (1)$$

트림 해석을 위해 전진비 0.33, shaft 기울임 각  $-6^\circ$ 에서 유동 속도를 기입하고,  $C_T/\sigma=0.06$ ,  $C_{MX} = C_{MY} = 0$ 이 되도록 AUTOPILOT을 이용한 모멘트 트림을 수행하였다.

## 2.2 SNUF 유연보 설계 결과 및 블레이드 동특성 해석 결과 및 토의

### 2.2.1 SNUF 유연보 초기 설계 및 해석

설계 초기 단계로 유연보의 물성치를 임의로 낮은 물성치로 지정하여 해석을 수행하여 유연보 물성치에 대한 응답의 수준을 알고자 하였다. carbon fiber(CF) UD 730과 glass fiber(GF) 108을 이용하였고, 유연보 물성치는 Table 3에 정리

Table 3. Initial flexbeam properties

Property	Symbol	Value (SI)
unit mass	$\mu [kg/m]$	0.1535
moment of inertia	$I_{xx} [kg/m]$	$2.229 \times 10^{-5}$
	$I_{yy} [kg/m]$	$2.737 \times 10^{-5}$
	$I_{zz} [kg/m]$	$1.955 \times 10^{-5}$
axial stiffness	$EA [N]$	$5.2316 \times 10^6$
shearing stiffness	$K_{22} [N]$	$2.5199 \times 10^5$
	$K_{33} [N]$	$3.7057 \times 10^4$
torsional stiffness	$GJ [Nm^2]$	$1.8405 \times 10$
bending stiffness	$EI_{flap} [Nm^2]$	$9.3275 \times 10$
	$EI_{lag} [Nm^2]$	$6.6637 \times 10^2$

되어 있다. 유연보의 길이 방향으로 단면 형상은 동일하게 설정하였고 종횡비는 1/4이다. 블레이드 구조의 안정성을 파악하기 위해 공기력이 결합되지 않은 상태에서 외력을 추가하지 않고 모든 블레이드 구성품에 대해 회전만을 수행하였다. Fig. 6에서 보이듯이 유연보 끝단에서 페더링 힌지가 나타나며, 플랩 및 래그 힌지는 유연보 중간에서 나타난다. Fig. 7에서 낮은 물성치의 유연보의 경우 비틀림 모드와 2차 플랩모드 등이 로터회전수로부터 충분히 이격되어 있지 않다.

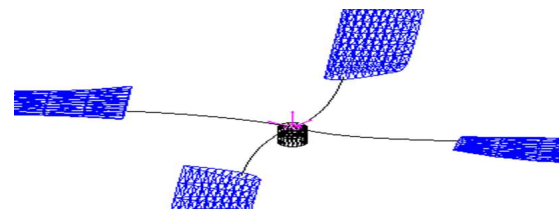


Fig. 6. DYMORE graphical representation for the initial flexbeam design

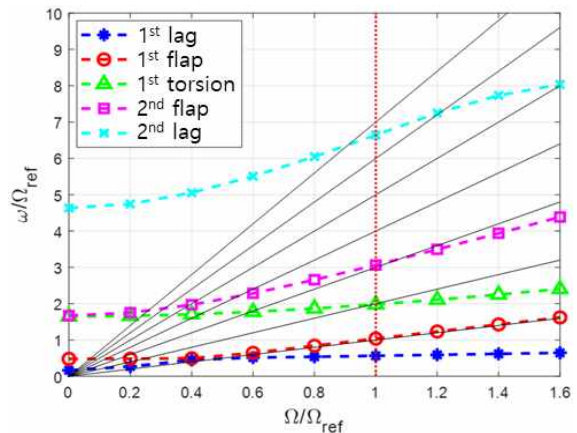


Fig. 7. Initial flexbeam blade fan plot

2.2.2 SNUF 무베어링 로터 유연보 개선 설계

초기 설계의 결과를 토대로 개선을 위해 Fig. 8에 도시된 것과 같이 유연보의 형상 파라미터 중  $\alpha$ 의 변화에 따라 일정한 로터 회전수의 정지 비행 조건에서 피치각에 따른 래그 감쇠비의 변화를 살펴보았다. 래그 감쇠비는 고정 좌표계에서 in-plane 모멘트의 응답으로부터 선형 회귀분석을 통하여 구하였다. 피치 입력의 변화에 따라 블레이드 단면의 유효 받음각이 변하여 래그 감쇠비에 영향을 준 것으로 판단되며,  $\alpha$ 의 값이 클수록 래그 감쇠비의 변화량 및 크기가 작다. 또한, 유연보 단면에 CF3307 재료를  $\pm 45^\circ$  방향으로 추가하여 플랩 방향과 비틀림 방향의 굽힘 강성을 증가시켰다. Table 4에 단면 적층 구성을 나타내었다.

Figure 9는 유연보 형상 파라미터  $\alpha$ 에 따른 무베어링형 SNUF 블레이드 및 NASA의 BO105/BMR 로터블레이드에 대한 fan plot을 나타낸다[12]. BO105/BMR 블레이드와 설계된 블레이드 모두 1차 래그의 고유진동수  $\omega_c/\Omega$ 가 0.7 이하로 soft in-plane 설계임을 알 수 있으며, 1차 플랩 모드의 주파수 및 경향도 유사하다. 진동 제어에 중요한 파라미터인 1차 비틀림 고유진동수  $\omega_\theta/\Omega$ 는 모두 3/rev~4/rev에 위치하여 능동 뒤틀짐 플랩에 의한 적절한 제어 민감도를 얻고자

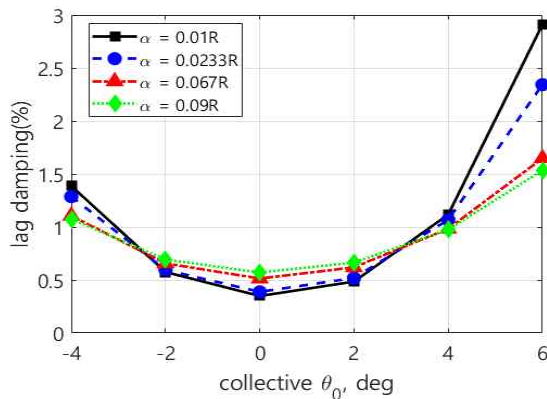


Fig. 8. 1300 RPM, lag damping versus collective pitch sweep

Table 4. Cross-sectional layup configuration

Material	Ply angle	Thickness
GF108	0°	0.08 [mm]
CF3307	45°	0.27 [mm]
UD730	0°	0.30 [mm]
CF730	45°	0.27 [mm]
GF108	0°	0.08 [mm]

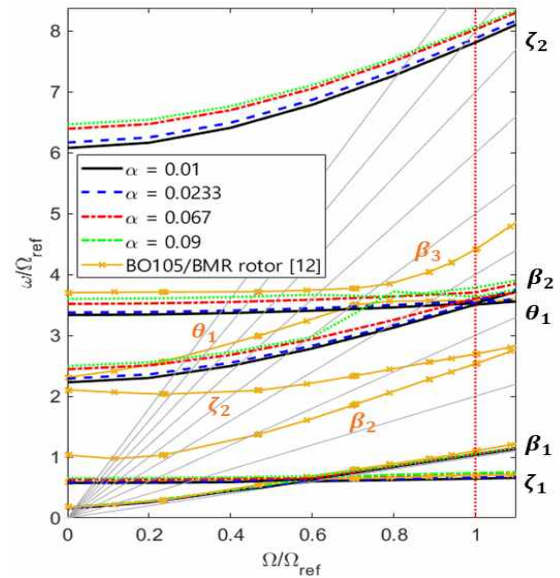


Fig. 9. Fan plot using advanced flexbeam

하였다. Fig. 8의 결과와 Fig. 9의 고유모드로부터, 피치각이 증가했을 때 적절한 래그 감쇠비를 부여하고 고유진동수를 회전수로부터 충분히 이격시키기 위하여  $\alpha$ 의 값을 0.01R로 설정하였다. Fig. 10에서 설계된 블레이드의 비틀림 강성, 플랩 및 래그 강성분포를 나타낸다.

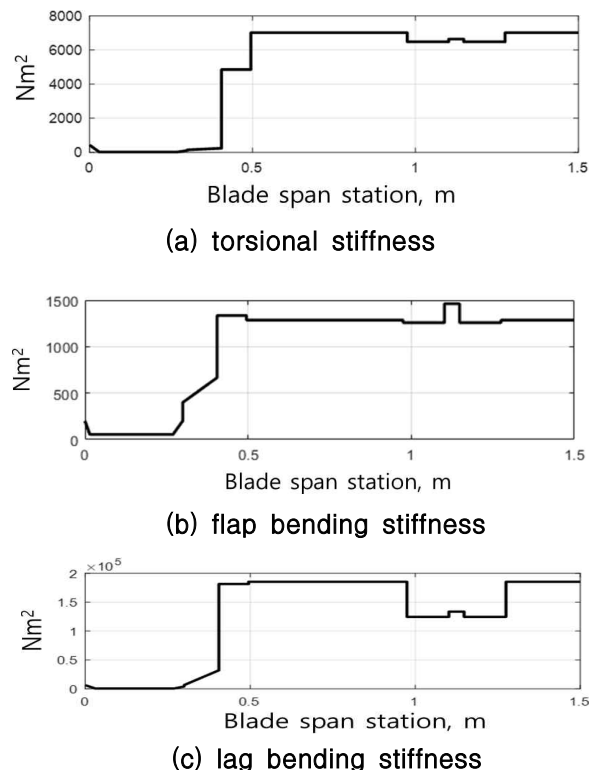


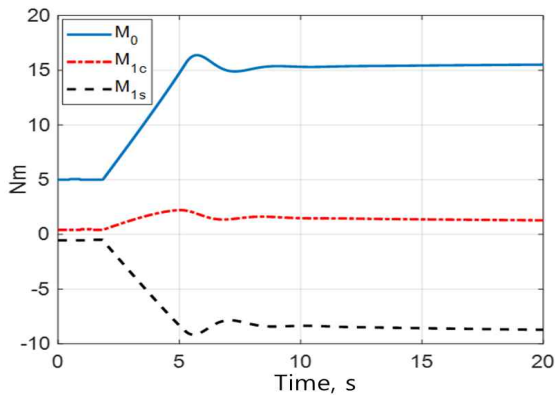
Fig. 10. Stiffness distribution for the present bearingless blade configuration

2.2.3 무베어링 로터 트림 해석

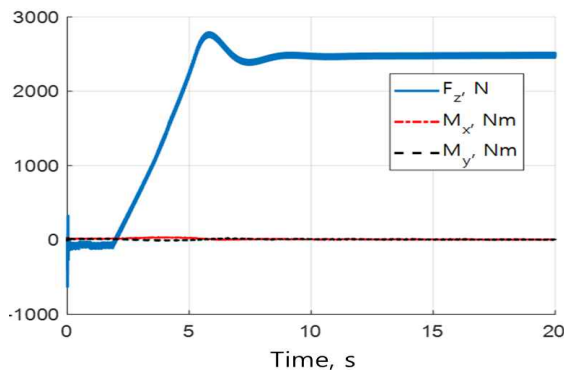
설계된 유연보를 바탕으로 질량이 있는 블레이드 구성품에 대하여 회전속도 조건의 원심력 하중에서 정적해석을 수행한 뒤, 정적해석 결과를 초기 조건으로 DYMORE의 AUTOPILOT 기능을 이용해 트림 해석을 수행하였다. Fig. 11에서 목표값에 도달하기 위한 블레이드의 collective 및 cyclic 모멘트 및 트림 변수를 나타낸다. 모멘트에 대한 블레이드의 위치에서 피치각은 Fig. 12와 같다. 이때 블레이드의 유효 비틀림 강성은 식 (2)로부터 추정할 수 있다.

$$M_{\theta} = k_t \theta \quad (2)$$

Figure 11에서 블레이드 모멘트 입력에 대한 시간지연이 존재함을 알 수 있다. 평균값을 기준으로 유효 비틀림 강성  $k_t$ 를 도출하면 100.2 N-m/rad이다. 트림 해석 결과의 신뢰성 입증을 위해 블레이드 요소 이론과 모멘텀 이론을 결합한 blade element momentum theory(BEMT)와 균일한 유입류를 사용한 이론적 계산으로 트림



(a) Moment input for a blade



(b) Hub forces

Fig. 11. Trim analysis result for bearingless SNUF configuration

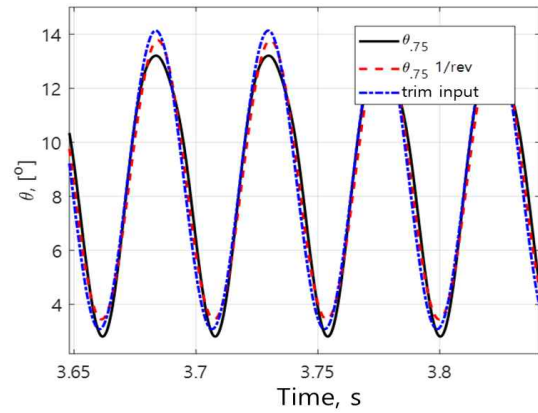


Fig. 12. 0.75R station blade pitch result

입력값을 계산할 수 있다. 추력계수와 모멘트를 목표값으로 두고 계산하며, DYMORE에서 2차원 균일 유입류를 사용한 트림해석을 수행하여 Table 5에서 각각 동적 유입류를 이용한 결과와 비교하였다. BEMT 결과와의 오차는 동적 유입류를 사용한 해석 모형의 오차가 균일 유입류를 사용한 해석 모형보다 오차가 작으며 그 수준이 신뢰할 만한 수준인 것을 발견하였다.

DYMORE 해석 모형의 균일 유입류 및 동적 유입류를 사용했을 때의 각각의 허브에 전달된 하중에 대한 결과가 Fig. 13에 나타나있다. 균일 유입류를 이용할 경우 허브진동이 동적 유입류의 경우보다 약 3배 이상 증가하며, 공기력에 의한

Table 5. Trim analysis result

Value [°]	BEMT	Uniform inflow	Dynamic inflow
$\theta_0$	9.946	6.664	9.946
$\theta_{1s}$	1.166	2.155	1.213
$\theta_{1c}$	-2.448	-3.401	-2.448

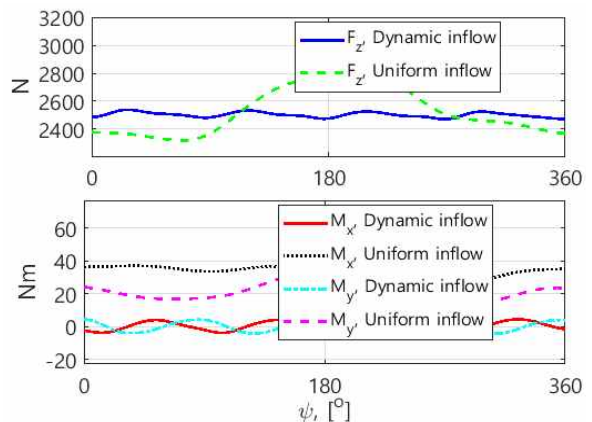


Fig. 13. Dynamic load for two trim cases, uniform inflow and dynamic inflow

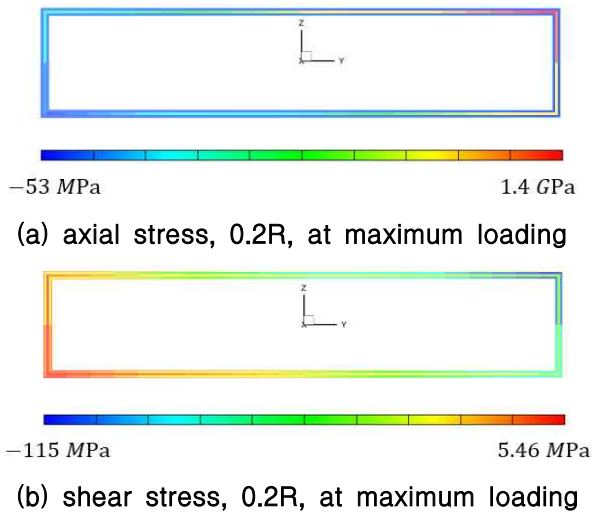


Fig. 14. CORBA77\_MEMB stress recovery

감쇠도 적은 것을 알 수 있다. 그러나 균일유입류 모형을 이용할 경우 4/rev의 진동하중 성분이 동적유입류를 사용했을 때보다 크기가 더 작고, 빠르게 수렴되지 못하므로 동적유입류 모형을 이용하여 제어에 대한 해석을 수행하였다.

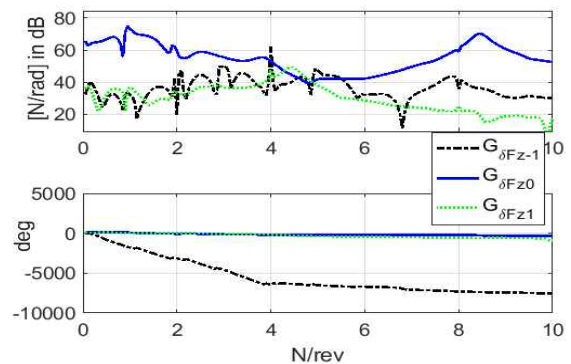
설정된 트립 조건에서 동적 해석 수행 후, 정상 상태 동적 하중이 가장 큰 방위각 지점에서 하중을 EDISON CORBA77\_MEMB의 응력 및 변형률 recovery 해석에 이용하였다. Fig. 14는 0.2R 위치에서 블레이드 축방향 및 전단방향 응력을 나타낸다. Fig. 14(a)에서 UD730에 작용하는 최대 인장 응력은 약 1.4GPa이며, CF3327과 GF108에는 상대적으로 적은 약 200MPa의 응력이 작용한다. UD730의 경우 최대 허용 응력 2.3GPa의 약 60%이다. Fig. 14(b)에서 전단 응력 또한 재료의 항복 강도의 50% 이내에 있음을 확인하였다.

2.2.4 능동 뒷전 플랩을 이용한 진동 하중 동특성 분석

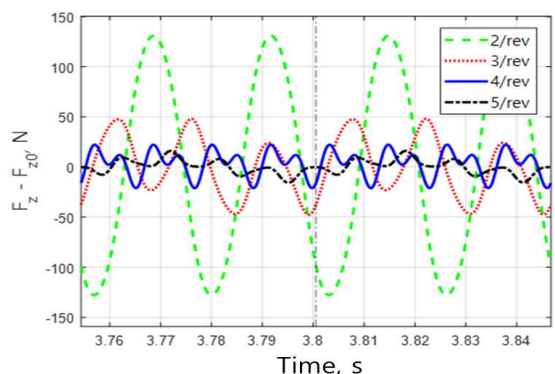
시스템 기반의 능동 뒷전 플랩을 이용한 제어를 수행하기 위해서 블레이드 구동에 대한 허브 하중 민감도 전달함수를 추정해야 한다. 기존 선형시스템의 주파수영역 전달함수 추정에 쓰이는 충격응답 기반의 기법을 이용하여 선형 주기 시스템(linear time periodic; LTP)인 로터에 적용하였다. 개별 플랩의 구동 위상을 동일하게 설정하여 블레이드 구동 주파수에 따른 전달함수를 구한다. 선형 주기 시스템은 여러개의 선형 시불변 시스템(linear time invariant; LTI)의 묶음으로, 일정 주기만큼 주파수 변조가 된 전달함수  $G_{-k}, k = -\infty, \dots, \infty$ 들에 대한 추정이 수행된다. 정

상상태에서의 응답을 구하기 위해 약 300 회전 이후의 값을 사용하였으며, 0~10/rev의 주파수 가지를 이용하였다. 구하여진 허브 하중 응답에서 트립 하중 값을 차감한 변화량의 Fourier 변환으로 크기 및 위상 응답을 구하였다.

Figure 15(a)와 (b)에서 설계된 로터에 대한 전달함수 추정 결과를 보인다. 허브에 작용하는 수직 하중에 대해서 응답의 크기가 지배적인  $G_{\delta Fz0}(s)$ ,  $G_{\delta Fz-1}(s)$ ,  $G_{\delta Fz1}(s)$ 의 전달함수만을 구하였다.  $G_{\delta Fz0}(s)$ 의 경우 블레이드 프레임에서 N/rev의 플랩 구동이 N/rev의 허브 진동 하중 성분으로 전달되며  $G_{\delta Fz-1}(s)$ 과  $G_{\delta Fz1}(s)$ 는 각각  $(N-N_b)/rev$ ,  $(N+N_b)/rev$ 의 응답을 보인다. 또한,  $G_{\delta Fz0}(s)$ 의 전달함수가 4/rev 구동주파수까지는 지배적이지만,  $G_{\delta Fz1}(s)$ 의 영향이 4/rev의 구동주파수부터 두드러지게 나타난다. 이는 Fig. 15 (b)에서 플랩 구동에 대해 3/rev 및 7/rev의 응답이 유사한 크기로 나타나는 것을 통하여 확인하였다.



(a) Transfer function of the hub vertical shear force to flap deflection



(b) Hub vertical shear force response to the collective mode flap actuation

Fig. 15. Estimated transfer function and steady-state hub vertical shear force response

2.2.5 능동 뒷전 플랩을 이용한 진동 하중 제어

능동 뒷전 플랩을 이용한 제어기는 연속시간 제어기로 설계하기로 하고, 잡음 등이 포함되지 않은 시뮬레이션 상에서 식 (3)의 감쇠비가 포함된 노치 필터를 이용한 진동제어기를 설계하였다.

$$K(s) = \frac{K_1 s + K_2}{s^2 + 2\zeta N_b \Omega + (N_b \Omega)^2} \quad (3)$$

이때, 제어를 위한 플랜트의 전달함수는 허브 수직 전달하중의  $G_0(s)$ 만을 이용하였다.

Figure 16에서 연속시간 제어 루프를 나타낸다. 비행 조건에 따른 동적 하중을 외란으로 하여 4/rev 하중이 0의 값을 가지도록 제어기가 동작한다.

Figure 17에서 2차 시간 미분을 이용하여 제어기가 구현된 DYMORE를 이용한 제어 시뮬레이션과 4차 Runge-Kutta 방법을 이용한 Simulink에서의 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 과도응답의 경우 비슷한 양상을 보이며, 정상상태에서 약간의 크기 차이가 있으나 위상은 동일하다. 이때의 플랩 제어 입력은 Fig. 18에서 보이듯이 정상상태에서 약  $\pm 3^\circ$ 의 크기를 가진다.

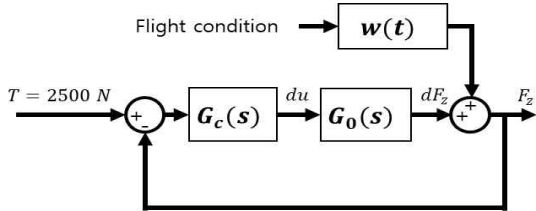
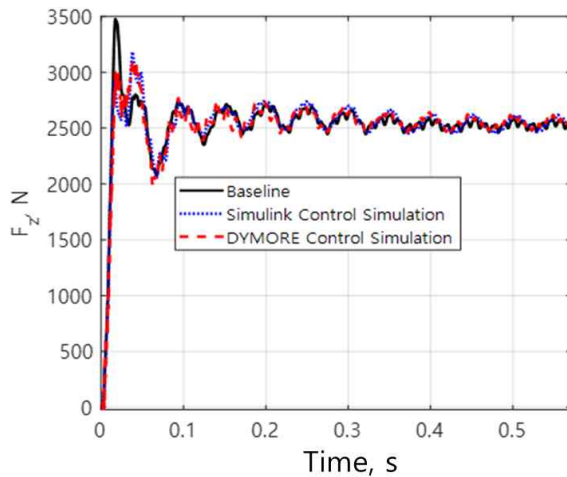


Fig. 16. Control loop for the vertical hub shear load reduction



(a) Transient response of control simulation

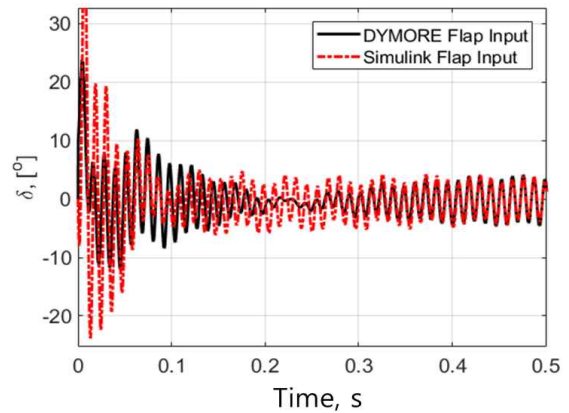
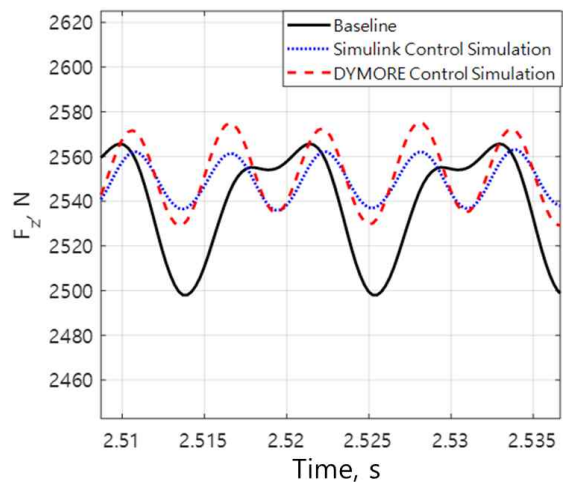


Fig. 18. Flap control input used in both simulations

III. 결 론

SNUF의 무베어링 로터 적용을 위한 유연보 설계를 EDISON CORBA77\_MEMBER 단면 해석 프로그램을 통해 수행하였다. MATLAB과 연동한 그래픽 사용자 인터페이스 전처리 프로그램을 작성하였으며, 기존 UM/VABS의 단면해석 결과와 비교하여 단순 모델에 대한 검증이 수행되었다. 또한, 설계된 단면을 적용한 무베어링 로터의 성능 해석을 위해 토크튜브를 강체로 가정한 단순 DYMORE 입력 형상을 작성하였다.

무베어링 로터의 설계시 구조적 안정성 및 공력탄성학적 안정성을 고려하여 유연보의 단면설계가 이루어져야 함을 알고, 동적 해석을 통한 유연보의 설계안을 도출하였다. 설계된 유연보를 이용하여 무베어링 로터에서 능동 뒷전 플랩을 이용한 진동 하중 제어를 위한 전달함수 및 동특



(b) Steady-state response of control simulation

Fig. 17. Control simulation using DYMORE and Simulink



성 분석 및 도출된 전달함수를 기반으로 한 진동 제어 시뮬레이션이 수행 완료되었다.

향후 연구에는 다양한 형태의 유연보 단면에 대하여 EDISON CORBA77\_MEMB 프로그램을 이용한 단면해석이 수행될 것이며, 스너버를 포함한 실제 무베어링 로터에 대한 해석 검증이 진행되고, 스너버 및 댐퍼 조립체를 포함한 통합 해석이 수행될 예정이다. 이를 통해, 진동 하중 제어의 성능을 위한 유연보의 단면특성 최적화 연구가 수행될 계획이며, 잡음을 포함한 해석 모형에 대해 제어 시뮬레이션이 수행될 계획이다.

## 후 기

이 논문은 2018년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구이며(No.2017R1A2B4004105) 2018년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2011-0020576)

## References

- 1) Eun, W. J., Ryu, H. Y., Shin, S. J., Kee, Y. J., and Kim, D. G., "Predictions on the Internal Loads and Structural Deflection in a Fullscale Experimental Bearingless Rotor," *The International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 1, 2015.
- 2) Donham, R. E., Cardinal, S. V., and Sachs, I. B., "Ground and Air Resonance Characteristics of a Soft In-Plane Rigid Rotor System," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 4, 1969.
- 3) Harris, F. D., Cancio, P. A., and Dixon, P. G., "The Bearingless Main Rotor," *Proceedings of the Third European Rotorcraft and Powered-Lift Aircraft Forum*, Aix-en-Provence, France, Sep. 1977.
- 4) Norman, T. R., Cooper, C. R., Fredrickson, C. A., and Herter, J. R., "Full-Scale Wind Tunnel Evaluation of the Sikorsky Five-Bladed Bearingless Main Rotor," *Proceedings of the American Helicopter Society 49<sup>th</sup> Annual Forum*, St. Louis, MO, May 1993.
- 5) McNulty, M., Jacklin, S., and Lau, B., "A Full-Scale Test of the McDonnell Douglas Advanced Bearingless Rotor in the NASA Ames 40×80 Foot Wind Tunnel," *Proceedings of the American Helicopter Society 49<sup>th</sup> Annual Forum*, St. Louis, MO, May 1993.
- 6) Huber, H. B. and Schick, C., "MBB's BO-108 Design and Development," *Proceedings of the American Helicopter Society 46<sup>th</sup> Annual Forum*, Washington, D.C., May 1990.
- 7) Yun, C. Y., Song, K. W., and Kim, D. K., "Dynamic Characteristics of Helicopter Bearingless Main Rotor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 5, 2016.
- 8) Eun, W. J., Sim, J. S., Lee, S. W., and Shin, S. J., "Further Improvements in the SNUF Blade Design by Numerical Design Optimization Framework," *ASCE's journal of aerospace engineering*, Vol. 31, No. 1, 2018.
- 9) Bae, J. S., and Jung, S. N., *EDISON CORBA MEMB User Manual 1.0.3*, Department of Aerospace Engineering Konkuk University, 2018.
- 10) <http://www.edison.re.kr>.
- 11) Kee, Y. J., Kim, T. J., Yun, C. Y., Kim, S. H., and Han, J. H., "Manufacturing and Basic Properties Test of Bearingless Rotor Hub System," *KSME Annual Spring & Fall Conference, December*, 2013.
- 12) Mirick, P. H., "A Comparison of Theory and Flight Test of the BO 105/BMR in Hover and Forward Flight," *Integrated Technology Rotor Methodology Assessment Workshop, NASA Ames Research Center*, 1988.