

무베어링 헬리콥터 로터 시스템의 동특성 해석

Dynamic Characteristic Analyses of a Bearingless Helicopter Rotor System

기 영 중† · 윤 철 용* · 김 덕 관* · 김 승 호*

Young-Jung Kee, Chul-Yong Yun, Doeg-Kwan Kim and Seung-Ho Kim

(2011년 11월 28일 접수 ; 2012년 1월 18일 심사완료)

Key Words : Bearingless Rotor(무베어링 로터), Flexbeam(유연보), Torque Tube(토크튜브), Dynamic Characteristic(동특성), Snubber-damper(스너버-댐퍼), Helicopter(헬리콥터)

ABSTRACT

Recently, KARI(Korea Aerospace Research Institute) has been developing a modern 11.5 m diameter four bladed bearingless main rotor system, and this rotor system can be used for 7,000 lb class helicopter. Flexbeam and torque tube can be considered as key structural components, and large elastic twist of flexbeam induced by pitch control motion of torque tube can influence the nonlinear aeroelastic behavior. In this paper, the dynamic characteristic analysis results of bearingless rotor system were presented. In order to construct a input model and validate the analysis procedures, calculated results using the comprehensive helicopter analysis program CAMRAD II were compared with the measured natural frequencies and lag damping data from small-scale wind tunnel test. Next, the analysis model was extended to a full-scale model, and the dynamic analysis results were presented.

1. 서 론

최근 우리나라에서는 한국형기동헬기(KUH, Korean Utility Helicopter)를 비롯하여 공격형헬기, 민수형헬기, 스마트 무인기 등 최전선의 항공기에 대한 연구개발이 활발히 진행되고 있으며, 특히 비행에 필요한 추력, 양력 및 조종력을 발생시키는 헬리콥터의 핵심구성품인 로터 시스템에 대한 연구개발에 많은 관심과 노력이 집중되고 있다.

헬리콥터 로터 시스템은 페더링(feathering)운동, 플랩(flap)운동 및 리드-래그(lead-lag)운동을 구현하

기 위한 힌지(hinge)의 구조적인 특성과 적용 형상에 따라 시이소형(seesaw), 관절형(articulated), 무힌지형(hingeless) 및 무베어링형(bearingless) 로터 시스템으로 구분할 수 있다. 그러나 힌지의 구성이 기계적으로 복잡하며, 부품수가 많아 로터 시스템의 중량과 항력을 증가시켜 헬리콥터의 비행성능을 저하시킬 뿐만 아니라 정비의 복잡성 및 유지보수 비용 등의 증가를 가져오게 되었다. 따라서 이러한 단점들을 해결하기 위해 허브 구성품의 수를 줄이는 동시에 기계적인 힌지를 구조적인 변형에 의해 구현할 수 있는 무힌지 로터(hingeless rotor)⁽¹⁾와 무베어링 로터(bearingless rotor)⁽²⁾가 제시되었다. 이중 무베어링 로터는 무힌지 로터에 비해 구조적인 단순함, 중량감소, 조종력 증가 및 허브항력 감소 등의 장점이 있으며, 이로 인해 차세대 로터 시스템으로써 무베어링 로터 시스템에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

무베어링 로터 시스템은 Fig. 1에서 볼 수 있듯이

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : naltlguy@kari.re.kr
Tel : (042)860-2294, Fax : (042)870-3590
* 한국항공우주연구원

이 논문의 일부는 2011년 추계 소음진동 학술대회에서 발표되어 우수논문으로 추천되었음.

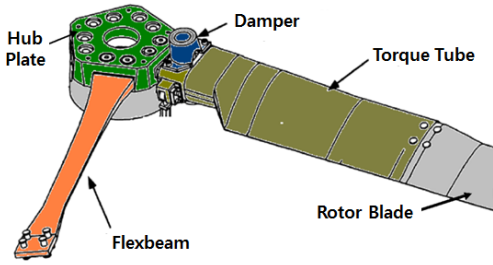


Fig. 1 Bearingless main rotor configuration

블레이드와 허브 사이에 위치한 플렉스빔(flexbeam)과 토크튜브(torque tube)로 구성되며, 플랩운동, 리드-래그 운동 및 페더링운동을 플렉스빔의 굽힘 변형과 비틀림 변형을 통해 구현할 수 있다. 블레이드 피치각(pitch angle)은 토크튜브의 회전에 따른 플렉스빔의 비틀림 변형을 통해 조절이 가능하며, 이를 위해 토크튜브의 비틀림 강성(torsion stiffness)은 플렉스빔에 비해 상대적으로 큰 값을 갖는다. 또한 피치링크(pitch link)와 블레이드의 거동에 따라 발생하는 피치-플랩-래그 연성과 플렉스빔의 대변형은 무베어링 로터 시스템이 기하학적으로 비선형 거동을 하게하며, 관절형 또는 무힌지형 로터 시스템이 단일 하중 경로인 것과는 달리 무베어링 로터 시스템은 플렉스빔과 토크튜브에 원심력, 비틀림하중 및 굽힘하중이 분산되어 전달되는 다중 하중 경로의 특성을 지니고 있으므로 이에 대한 특성을 해석모델에 적절하게 반영할 수 있어야 한다. 더불어 허브에 가해지는 하중의 크기를 제한하는 동시에 조종력을 증가시키기 위해서 면내로 유연한(soft-in-plane, $\omega\zeta < \Omega$) 특성을 갖도록 로터 시스템이 설계됨에 따라 공력탄성학적 불안정 상태에 노출되어 있으므로 이에 대한 해석이 적합하게 수행되어야 할 필요가 있다. 따라서 이 연구에서는 앞서 언급한 무베어링 로터 시스템의 특성을 고려하여 CAMRAD II⁽³⁾를 통해 해석모델을 구성하였으며, 축소형 무베어링 로터 시스템의 실험값⁽⁴⁾과 비교함으로써 해석 방법의 적절성을 확인하였다. 또한 해석모델을 한국항공우주연구원(KARI)에서 개발 중인 실물 크기의 무베어링 로터 시스템으로 확장하여 동특성 해석을 수행하여 그 결과를 제시하였다.

2. 모델링

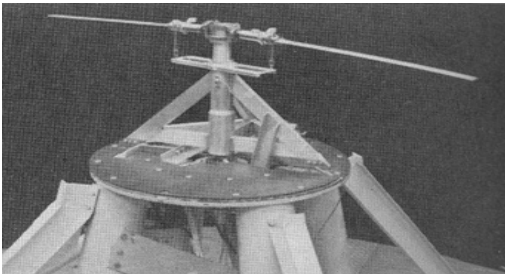
2.1 해석모델 구성

무베어링 로터 시스템의 동특성 해석을 위해 성능, 공력탄성학적 안정성 및 하중해석 등에 사용되는 헬리콥터 통합 해석 프로그램인 CAMRAD II(Ver.4.8)를 이용하였다. 동특성 해석을 위한 로터 시스템 해석모델은 플렉스빔-토크튜브-블레이드 구조모델, 스와시플레이트(swash plate), 피치링크(pitch link), 피치혼(pitch horn) 등을 포함하는 조종계통 구조모델로 구성된다. 비행조건에 따른 공기력을 계산하기 위해서는 블레이드에 사용된 에어포일들에 대해 양력, 항력 및 모멘트 계수를 받음각과 마하수의 함수로 표현된 테이블 파일과 블레이드 스캔방향으로 등간격 또는 비등간격으로 구분된 공력패널(aerodynamic panel)이 필요하다. 또한 비정상 공기력을 모델링하기 위해 동적 유입류(dynamic inflow) 모델과 자유후류(free wake) 모델을 사용하였으며, 탄성보(elastic beam) 모델을 이용함으로써 블레이드와 허브/조종 구성품의 탄성거동을 적절하게 예측할 수 있도록 하였다.

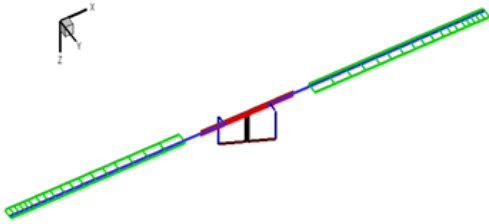
2.2 Small - scale Bearingless Rotor

무베어링 로터 시스템의 동특성 해석을 위한 모델 생성을 위해 참고문헌^(4,5)에 제시된 설계 데이터를 이용하였다. 축소형 무베어링 로터 시스템은 플렉스빔이 로터 회전중심으로부터 반경방향으로 19.7%R까지 위치하며, 토크튜브는 9%R~26.5%R에 적용되었다. 또한 로터 반경, 회전속도, 피치링크 장착 위치 등의 주요 설계변수는 참고문헌⁽⁴⁾에 제시된 사항을 적용하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 축소형 무베어링 로터 시스템의 형상과 CAMRAD II를 통해 생성된 해석모델을 보여주고 있다.

플렉스빔과 토크튜브 및 블레이드의 탄성거동을 적절하게 예측하기 위해서 플렉스빔 구간의 경우에 3개의 빔요소(beam element)를 적용하였으며, 토크튜브와 블레이드는 각각 2개와 6개의 빔요소를 적용하였다. 피치혼(pitch-horn)이 토크튜브의 앞전(L/E)에 부착된 조건과 뒷전(T/E)에 부착된 조건으로 구분하여 블레이드 피치각 변화에 따른 1차 리드-래그모드의 댐핑 값을 계산하였으며, 실험 측정

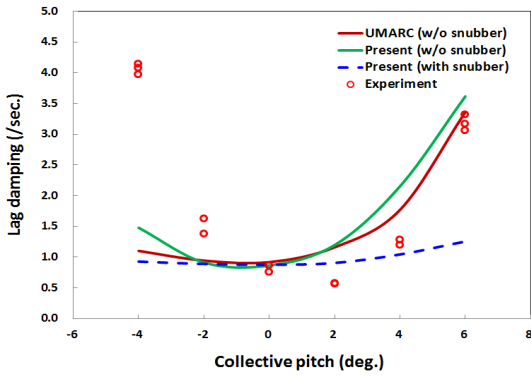


(a) Configuration of test model

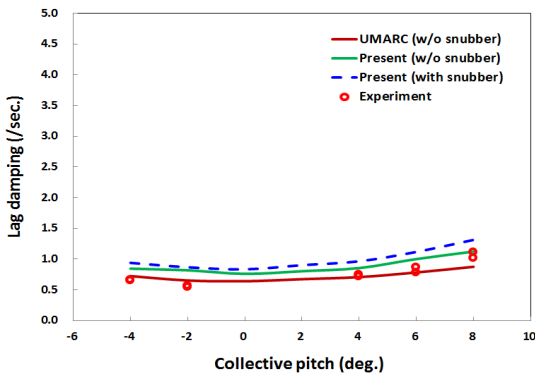


(b) CARAD II analysis model

Fig. 2 Small-scale bearingless rotor



(a) Pitch link at leading edge



(b) Pitch link at trailing edge

Fig. 3 1st lead-lag damping versus blade pitch angle

값⁽⁴⁾과 헬리콥터 통합해석코드인 UMARC를 이용한 해석결과⁽⁵⁾와 비교하여 Fig. 3에 그 결과를 제시하였다. 블레이드 피치각에 따른 댐핑 값과 변화경향이 모두 비슷한 수준이었으며, 이를 통해 무베어링 로터 시스템의 특성을 평가하기 위한 해석모델의 적합성을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 3은 축소형 무베어링 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 확보 여부를 검토하기 위한 결과로서 피치훈이 토크튜브의 앞전(leading edge)과 뒷전(trailing edge)에 장착된 경우 모두 댐핑 특성이 플러터(flutter)와 같은 공력탄성학적 불안정성을 나타내지 않은 영역에 포함됨을 볼 수 있었다. 피치훈이 토크튜브의 앞전에 장착된 경우 상대적으로 댐핑 값의 변화가 크게 나타났으며, 피치훈이 토크튜브의 뒷전에 장착된 경우에는 블레이드 피치각이 변하여도 댐핑 값이 크게 증가하지 않음을 볼 수 있었다. 이와 같은 현상은 피치-플랩 연성에 의해 블레이드 피치각이 증가함에 따라 플랩방향의 굽힘도 함께 증가하며, 결국 블레이드 단면의 유효받음각이 증가 또는 감소함으로써 공기력에 의한 리드-래그 모드의 댐핑 값이 다르게 나타나는 것으로 이해할 수 있다. 또한 대부분의 무베어링 로터 시스템에는 플렉스빔과 토크튜브를 구조적으로 결합해 주며, 블레이드 변형에 따라 토크튜브가 플랩방향과 피치방향으로 자연스럽게 회전할 수 있도록 스너버(snubber)가 장착되므로, 해석모델에 스너버를 추가하여 댐핑 특성을 분석하였다. 스너버와 함께 토크튜브 앞전에 피치링크가 장착된 경우 전반적으로 댐핑 값이 감소함을 볼 수 있으며, 토크튜브 뒷전에 피치링크가 장착된 경우에는 댐핑 값이 증가함을 확인할 수 있었다. 따라서 무베어링 로터 시스템은 스너버 적용을 통해 피치-플랩 연성의 효과를 제한할 수 있는 동시에 1차 리드-래그 모드의 댐핑 값을 변화시킬 수 있음을 확인할 수 있었다.

3. 해석결과

3.1 Full - scale Bearingless Rotor

KARI에서 개발이 진행 중인 무베어링 로터 시스템은 7,000 lb급 유/무인 헬리콥터 적용을 목표로 직경이 11.5 m이며, 4개의 블레이드가 장착된다. 허브는 토크튜브, 플렉스빔 및 피치훈으로 구성되며,

이중 토크튜브와 플렉스빔은 피로수명 향상과 중량 감소를 위해 복합재료를 적용하였다. 플렉스빔은 로터 회전중심으로부터 반경방향으로 20%R까지이며, 토크튜브는 4.3%R~20%R까지 위치하고 있다. 또한 블레이드 피치각은 토크튜브의 회전에 따른 플렉스빔의 비틀림 변형을 통해 조절이 되므로 플렉스빔과 토크튜브를 구조적으로 결합해주며 블레이드 변형에 따라 토크튜브가 플랩방향과 피치방향으로 회전이 가능하도록 스너버(snubber)가 장착되어 있다. 더불어 회전의 항공기의 대표적인 공력탄성학적 불안정 상태인 지상공진과 공중공진 현상을 방지하기 위해 로터 시스템에 구조적인 댐핑을 추가하기 위한 탄성체댐퍼를 적용하였다. 따라서 스너버와 탄성체댐퍼의 물리적 특성을 고려하기 위해 해석모델에 스너버-댐퍼 조립체의 플랩, 래그 및 토션 방향의 강성과 래그 방향의 댐핑 값을 반영하였다.

해석모델에 사용되는 스너버-댐퍼 조립체의 물성치는 제작사인 LORD사로부터 제공된 데이터를 사용하였다. 따라서 실물 크기의 무베어링 로터 시스템 해석모델 생성 시 로터 구성품의 물리적 특성이 적절하게 반영될 수 있도록 하였으며, Table 2에 해석모델 생성에 사용된 주요 설계변수들을 제시하였다.

Fig. 4는 현재 개발이 진행 중인 무베어링 로터 시스템의 형상과 CAMRAD II를 통해 생성된 해석모델을 보여주고 있다. 플렉스빔과 토크튜브 및 블레이드의 탄성거동을 적절하게 예측하기 위해서 플렉스빔 구간의 경우에 5개의 탄성보 요소를 적용하였으며, 토크튜브와 블레이드는 각각 4개와 5개의 탄성보 요소를 적용하였다.

3.2 Snubber - damper

스너버 장착여부에 따른 고유진동수의 변화 경향을 분석하였으며, 그 결과를 Table 3에 제시하였다. 스너버가 장착된 경우 1차 토션 모드의 고유진동수가 증가함을 볼 수 있으며, 플랩 및 리그-래그 모드의 고유진동수에는 영향을 미치지 않음을 확인할 수 있었다. 이러한 현상은 스너버가 장착됨으로써 블레이드 루트(blade root) 부위의 수직방향 구속조건을 강화시켜 전체적으로 로터 시스템의 비틀림 강성을 증가시킴으로 토션 모드의 고유진동수가 증가하는 것으로 이해할 수 있다. 따라서 스너버의 강성 조절을 통해 1차 토션 모드의 고유진동수 조절이 가능함을 예상할 수 있다.

스너버와 함께 지상공진 및 공중공진을 방지하기 위해 로터 시스템의 면내 감쇠를 증가시킬 수 있도록 탄성체댐퍼를 사용하였으며, 이를 해석모델에 포함하여 블레이드 피치각 변화에 따른 댐핑 값의 변화를 분석하였다. 피치링크가 토크튜브의 앞전에 장착된 경우 보다 뒷전에 장착된 경우의 댐핑 값이 높게 나타났으며, 이를 통해 토크튜브의 뒷전에 피치링크가 장착된 경우 래그 방향 거동에 의해 피치각이 증가하는 피치-래그 연성(pitch-lag coupling)의 효과가 더 크다는 것을 확인할 수 있었다. 무베어링 로터의 피치-래그 연성은 식 (1)에 제시된 바와 같이 피치각 변화 $\Delta\theta$ 와 플렉스빔의 래그방향 회전 $\Delta\zeta$ 의 비율로써 표현할 수 있다.

$$\tan(\delta_1) = \frac{\Delta\theta}{\Delta s} \times \frac{\Delta s}{\Delta\zeta} \quad (1)$$

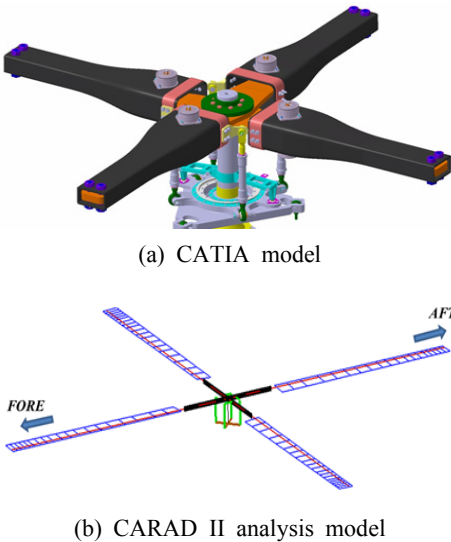


Fig. 4 KARI bearingless main rotor model

Table 2 Full-scale bearingless rotor system

Property	Value
Rotor radius (m)	5.74
Number of blades	4
Blade chord (m)	0.36
Solidity (σ)	0.08
Airfoil section profile	NACA 23012
Blade twist (deg)	-12.0
Rotor speed (rpm)	349
Snubber stiffness #1 (N/m)	4.0E+05
#2 (N/m)	2.0E+06
Elastomeric damper (Nsec/m)	1.03E+04

또한 피치-래그 연성은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 탄성체 댐퍼의 변형 Δs 에 의해 블레이드 피치 각과 플렉스빔의 래그방향 회전이 동시에 연성되어 발생하는 것으로 이해할 수 있다. Fig. 6은 피치각 변화에 따른 댐핑 값의 변화를 보여주고 있으며, 토크튜브의 앞전에 피치링크가 장착된 경우보다 뒷전에 피치링크가 장착된 경우 피치-래그 연성에 의해 유효댐핑값이 더 크게 증가함으로 공기력에 의한 리드-래그 방향의 댐핑 값이 높게 나타나는 것으로 판단할 수 있다.

3.3 회전고유진동수

무베어링 로터 시스템 설계 시 동특성 관점에서 중요한 파라미터는 플랩, 리드-래그 및 토션 모드의 고유진동수이다. 로터 시스템의 진동특성과 비행

특성을 향상시키며 돌풍에 의한 반응성을 최소화하기 위해서는 1차 플랩모드의 고유진동수가 1.03~1.06/rev⁽⁷⁾ 수준이 되도록 해야 하며, 리드-래그 모드의 고유진동수는 허브의 하중을 고려하여 soft-in-plane($\omega\zeta < \Omega$) 특성을 갖도록 0.6~0.75/rev의 범위로 제한할 필요가 있다. 또한 토션 모드의 고유진동수

Table 3 Rotating natural frequencies(per rev)

Mode	with snubber	w/o snubber
1st flap	1.04	1.04
2nd flap	2.61	2.63
3rd flap	4.58	4.65
1st lag	0.71	0.69
2nd lag	4.92	4.95
1st torsion	3.10	4.65

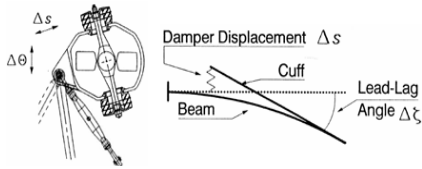


Fig. 5 Pitch-lag coupling mechanism⁽⁶⁾

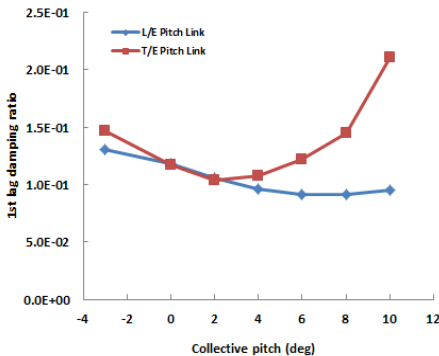


Fig. 6 1st lead-lag damping ratio versus blade pitch angle

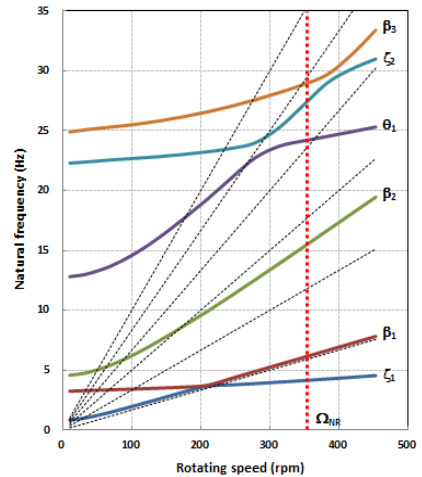
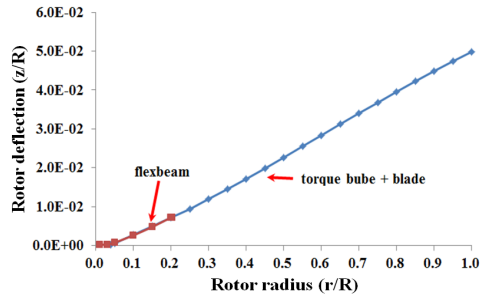
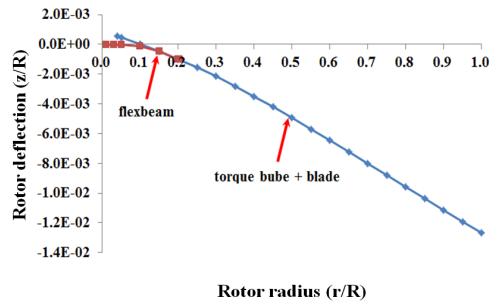


Fig. 7 Natural frequencies versus rotating speed(fan plot)



(a) Flap deflection



(b) Lag deflection

Fig. 8 Deflections of bearingless rotor system

는 피치링크와 스너버의 강성에 영향을 받으며, 피치-플랩 플러터와 같은 공력탄성학적 불안정 현상이 발생하지 않도록 충분히 높은 값을 적용함으로써 4.0/rev 이상이 되도록 설계목표를 설정하였다.

정지상태로 부터 운용회전수(349 rpm)의 130%까지 속도를 변화시켜가며 플랩모드(β), 리드-래그 모드(ζ) 및 토션 모드(θ)의 고유진동수를 계산하였으며, 그 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 회전속도가 증가함에 따라 원심력에 의한 강성증대 효과로 인해 플랩, 리드-래그 및 토션 모드의 고유진동수가 모두 증가함을 볼 수 있으며, 1차 리드-래그 모드의 고유진동수는 0.7/rev으로써 soft-in-plane 특성을 만족하도록 설계되었음을 확인할 수 있었다. 또한 1차 플랩모드의 고유진동수는 1.04/rev, 1차 토션 모드의 고유진동수는 4.65/rev으로 확인되어 설계 목표범위를 만족하였으며, 각 모드의 고유진동수가 로터 회전수의 정수배인 n/rev 으로부터 이격되어 있어 공진에 의해 발생하는 불안정 상태로부터 안전함을 확인하였다.

3.4 로터시스템 변형

Fig. 8은 전진비행 조건에서 로터 스핀방향으로 토크튜브와 플렉스빔 및 블레이드의 변형을 보여주고 있으며, 플랩방향과 래그방향 모두 블레이드 팁 부위에서 최대 변형이 발생함을 살펴볼 수 있다.

플렉스빔 회전각(slope)의 경우 플랩방향은 2~4 %R 구간에서, 래그방향은 6~10 %R 구간에서 가장 크게 나타나고 있으며, 이를 통해 플렉스빔의 변형이 로터 시스템의 전체적인 거동에 가장 큰 영향을 주고 있음을 확인할 수 있다. 특히 4 %R 지점의 경우 플렉스빔과 토크튜브의 래그변형이 다르게 나타나는 것을 볼 수 있으며, 이는 탄성체댐퍼의 래그변형에 의해 플렉스빔과 토크튜브의 래그변형에 상대적인 차이가 발생하는 것으로 판단된다. 또한 플렉스빔과 토크튜브가 함께 적용된 구간에서는 플랩변형과 래그변형 모두 로터 스핀방향에 대해 선형적으로 증가하고 있으며, 플렉스빔과 토크튜브가 플랩방향과 래그방향으로 동일하게 거동함을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

이 연구에서는 축소형 무베어링 로터 시스템의 동특성 해석결과와 시험 측정값의 비교를 통해

CAMRAD II를 이용하여 생성된 해석모델의 적절성을 확인하였으며, 이를 바탕으로 해석모델을 실험 크기의 무베어링 로터 시스템으로 확장하였다. 토크튜브와 피치혼의 기하학적인 연결특성에 따라 비틀림-굽힘 연성 효과를 검토 하였으며, 스너버가 장착된 경우 피치-플랩 연성을 제한할 수 있는 동시에 강성 변화를 통해 1차 토션 모드의 고유진동수를 조절할 수 있음을 확인하였다. 플렉스빔과 토크튜브가 함께 적용된 구간에서는 플랩변형과 래그변형 모두 동일한 경향으로 변형되었으며, 플렉스빔의 구조적인 변형을 통해 플랩, 래그 및 페더링 힌지를 구현함을 확인하였다.

후 기

이 연구는 항공우주부품기술개발사업 연구결과 중 일부이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Staley, J. A., 1976, Validation of Rotorcraft Flight Simulation Program Through Correlation with Flight Data for Soft-in-plane Hingeless Rotors, AMRDL-TR- 75-50.
- (2) Konstantin, K., et al., 1997, Aeromechanic Aspects in the Design of the EC135, 23rd ERF Forum.
- (3) Johnson, W., 2007, CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA.
- (4) Dawson, S., et al., 1982, An Experimental Investigation of the Stability of a Bearingless Model Rotor in Hover, AHS 38th Annual Forum.
- (5) Gandhi, F., et al., 1998, An Aeroelastic Analysis Methodology for Bearingless Main Rotor Helicopters, Journal of the AHS, Vol. 43, pp. 66~75.
- (6) Helmut, H., 1992, 'Will Rotor Hubs Lose Their Bearing' A Survey of Bearingless Main Rotor Development, The 18th European Rotorcraft Forum.
- (7) Johnson, W., Recent Developments in the Dynamics of Advanced Rotor System, NASA TM-86669.