

헬리콥터용 무베어링 로터 시스템의 강성 및 고유 진동수 측정

The Measurement Test of Stiffness and Natural Frequencies for Bearingless Rotor System of Helicopter

윤철용[†]·김덕관^{*}

Chul Yong Yun and Deog-kwan Kim

(Received November 5, 2015 ; Revised November 20, 2015 ; Accepted November 20, 2015)

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Bearingless Rotor(무베어링 로터), Stiffness Measurement(강성 측정), Natural Frequency(고유 진동수), Material Properties(물성치)

ABSTRACT

The stiffness and natural frequencies for blades, flexbeam, and torque tube of bearingless rotor system are measured to determine the material input properties such as mass distributions and stiffness distribution for the rotor dynamics and load analysis. The flap stiffness, lag stiffness, and torsional stiffness are calculated by measuring section strain or twist angle, gages position, and applied loads through bending and twist tests. The modal tests are undertaken to find out the natural frequencies for flap, lag, torsion modes in non-rotating conditions. The stiffness values and mass properties are tuned and updated to match prediction frequencies to the measured frequencies. The rotorcraft comprehensive code(CAMRAD II) is used to analyze the natural frequencies of the specimens. The analysis results with the updated material properties agree well with the measured frequencies. The updated properties will be used to analyze the rotor stability, dynamic characteristics and loads for the rotor rotation test in a whirl tower.

1. 서 론

헬리콥터 주로터는 헬리콥터의 추력 및 조종력을 발생시키는 역할을 하는 헬리콥터의 핵심 구성품으로 복잡한 공기역학적 환경하에서 운용되며, 공기역학 및 구조적인 연계에 의해 안정성, 진동, 피로 등 다양한 문제의 원인이 된다. 따라서 헬리콥터 로터 개발 시 이러한 문제를 사전에 인식하여 설계단계에서 고려하여야 한다. 헬리콥터 로터의 설계, 해석에 있어 초기에 수행해야하는 가장 기본적인 일은 해석

에 필요한 입력 모델을 생성하는 것이다. 설계단계에서 블레이드의 동특성 및 하중을 계산하기 위해서는 블레이드를 포함한 로터의 기하학적 형상, 블레이드의 공력특성 및 기본물리량에 해당하는 질량분포 특성, 강성분포 등이 필수적이다. 따라서 해석에 사용되는 기본물리량 값이 정확할수록 해석의 신뢰도가 높아진다.

해석/설계를 통해 제작된 로터 구성품은 기본물리량 시험, 비회전 동특성시험, 구조시험, 피로시험, 휘타워 시험, 비행시험 등 다양한 시험평가를 통해 검증이 된다. 특히 해석을 위한 로터의 물성치는 기

[†] Corresponding Author ; Member, Korea Aerospace Research Institute
E-mail : cyyun@kari.re.kr

^{*} Member, Korea Aerospace Research Institute

[#] A part of this paper was presented at the KSNVE 2013 Annual Autumn Conference

[‡] Recommended by Editor Il Kwon Oh

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

본물리량 시험 및 비회전 동특성 시험 결과를 바탕으로 최신화된다. 최신화된 물성치를 반영한 재해석을 수행하여 로터의 특성을 확인하고, 이 결과를 기반으로 로터 회전시험을 수행한다. 기본 물리량 시험은 대상 시제의 각 방향 단면 강성 분포, 단면의 질량 및 무게중심, 단면 형상을 측정하며, 비회전 동특성 시험을 통해서 비회전시 대상 시제의 고유 진동수를 측정한다.

무베어링 로터(Fig. 1)는 기존의 관절형 로터와 무힌지 로터에 존재하는 힌지와 베어링을 복합재로 제작된 유연보(flexbeam)로 대체하여 힌지와 베어링 기능을 수행할 수 있도록 한 것으로 무베어링 로터를 장착함으로써 로터 무게절감, 정비 최소화, 신뢰성 향상 등의 장점이 있다^(1,2). Fig. 2는 무베어링 로터의 단면을 나타내는 것으로 로터 회전 중심에 유연보가 연결되어 있으며, 그 위를 토크튜브(torque tube)가 감싸고 있고, 유연보와 토크튜브의 끝단에 블레이드와 연결되어 있는 구조이다. 또한 유연보와 토크튜브는 로터 안쪽에서 댐퍼와 스너버를 통해 연결되어 있다. 무베어링 로터에서 플랩 방향 및 래그 방향에서의 블레이드 운동은 유연보의 탄성변형으로 구현되며, 블레이드 피치 조종은 역시 복합재 유연보의 탄성 비틀림과 토크튜브로 구현된다. 사이클릭 및 콜렉티브 조종을 위해 작동기를 구동하면 스와시 플레이트에 연결된 피치링크는 토션 방향 및 코드 방향으로 고강성인 토크튜브를 통해 블레이드의 피치

조절에 필요한 모멘트를 전달한다^(3,4).

이 논문에서는 헬리콥터 무베어링 로터의 주요 구성품인 유연보, 토크튜브, 블레이드에 대해 기본 물리량 및 비회전 동특성 시험을 통해 플랩 강성, 래그 강성, 비틀림 강성 및 비회전시 고유 진동수를 측정하였고, 측정결과를 바탕으로 물성치를 보정하여 최신화하였다.

2. 로터 구성품의 강성 측정

로터 블레이드, 유연보, 토크튜브에 대해 로터 회전면의 운동인 플랩 방향 강성, 회전면내에 운동인 래그 방향 강성, 비틀림 방향 강성을 측정하였다. 이 시험은 제작된 구성품의 강성 분포 및 경향을 시험적으로 확인하고 설계 단계에서 예측된 구성품의 강성값과 비교를 통해 해석값의 적절성을 확인하기 위해 수행된다. 로터 구성품의 플랩 방향 및 래그 방향 강성은 측정 단면에서 계측된 변형률, 게이지 간의 거리, 부가하중을 통해 결정되며, 비틀림 강성 측정을 위해서는 부가하중 및 단면의 비틀림 각 또는 변형률을 측정하여 강성을 결정하였다⁽⁵⁾.

강성을 측정하기 위한 치구는 플랩, 래그, 비틀림 방향 하중을 적절히 가할 수 있도록 구성되었으며, 하중 부가는 무게추를 이용하였다. Fig. 3은 유연보의 플랩 방향 강성을 측정하기 위한 장치로서 유연보를 허브 마스트에 장착하여 부가하중에 따른 유연보 특정 단면에서의 변형률을 측정하였으며, 래그 방향 강성 측정을 위해서는 유연보를 90° 회전하고, 중심부를 고정하여 동일한 방법으로 측정하였다. 비틀림 강성 측정을 위해서는 순수 토크만 발생되도록 하중을 부가하였다.

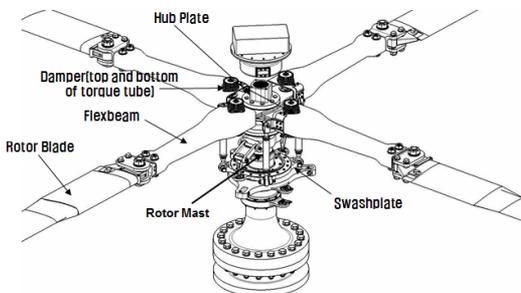


Fig. 1 Bearingless rotor

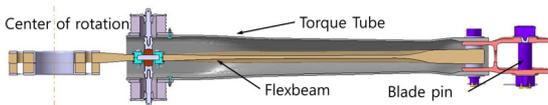


Fig. 2 Sectional drawing of bearingless rotor



Fig. 3 Flap stiffness measurement of flexbeam

Fig. 4는 유연보의 플랩 방향 강성 측정을 위해 각 단면에서 부가하중에 따른 측정된 변형률을 정리한 것이다. 각 단면에서 변형률은 하중에 따라 선형이며, 강성이 낮은 STA 260 단면에서 변형률이 가장 높게 나타난다. Fig. 5는 부가 하중에 대해 단면에 따른 변형률 분포를 보여주고 있다. 허브 중심에서

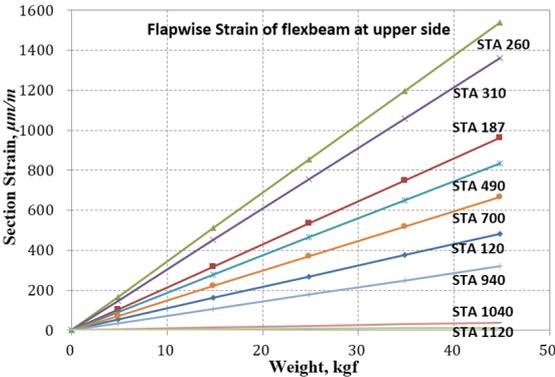


Fig. 4 Strain of flexbeam in flap-wise direction

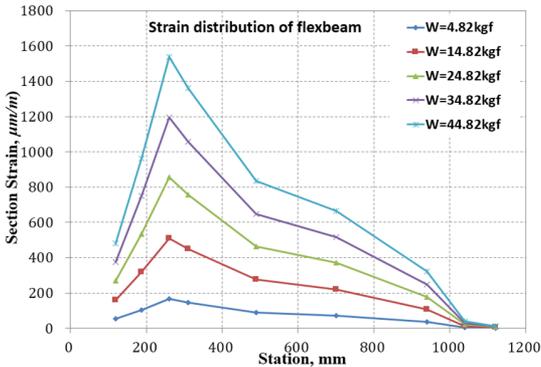


Fig. 5 Strain distribution of flexbeam

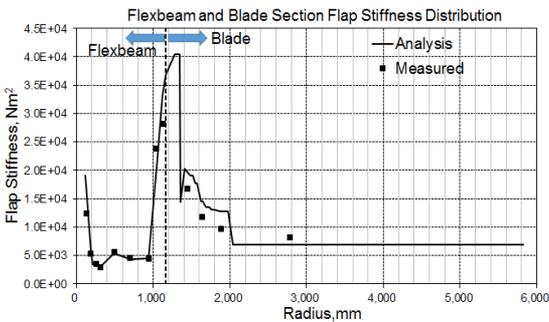


Fig. 6 Flap stiffness of flexbeam and blade

STA 260까지는 변형률이 증가하다가 그 이후 부터는 변형률이 낮아지는 경향을 보인다. STA 260지점은 탬퍼를 장착하기 위한 홀로 인해 강성이 가장 낮은 구간으로 측정된 강성값은 2412 Nm²이다. Fig. 6은 유연보와 블레이드에 대해 플랩 방향 강성을 로터 길이 방향에 대해 도시한 것으로 유연보의 강성이 블레이드 강성보다 낮아 블레이드 운동 시 유연보에서 탄성 변형이 발생하여 유연보는 무베어링 로터의 플랩 힌지 역할을 할 수 있다.

블레이드 및 토크튜브에 대한 강성 측정 결과는 참고문헌^(5,6)에 자세히 기술되어 있다.

3. 비회전 고유 진동수 측정

비회전 고유 진동수 측정은 강성 측정과 더불어 제작되어진 유연보, 토크튜브, 및 블레이드에 대한 질량 분포 및 강성 분포를 보정하기 위해 수행되었다. 해석 모델에 사용되어진 물성치를 시험결과를 반영하여 보정하고, 보정된 물성치는 로터 회전 시험을 위한 해석을 정교하게 하기 위해 사용된다. 이 논문에서 비회전 고유 진동수 측정 대상은 블레이드, 유연보, 토크튜브이며, 자유조건을 만족시키기 위해 번지코드를 이용하여 대상 구성품을 수직으로 매달아 장착하였으며, 모드는 고정된 가속도계에서 가진 충격 해머를 roving하여 구하였다.

3.1 주로터 블레이드

주로터 블레이드의 고유 진동수를 측정하기 위하여 Fig. 7과 같이 블레이드를 번지코드와 크레인을 이용하여 수직으로 장착하였다. 블레이드를 장착하지 않았을 경우 번지코드의 길이는 2.0 m이며, 블레이드를 장착하였을 경우는 2.63m이다. 블레이드 길이는 4.54 m이고 질량은 32.9 kg이다. 이로부터 번지코드의 강성은 538 N/m이다. 모드 측정 시 강체모드를 확인하기 위해 수직방향, 수평방향, 비틀림 방향 강체모드를 측정하였다. 각각 0.53 Hz, 0.17 Hz, 0.13 Hz로 블레이드의 가장 낮은 탄성 모드인 5 Hz보다 상당히 낮은 진동수를 보이고 있다.

가속도계는 Fig. 8과 같이 블레이드 끝단에 총 3개를 부착하였으며, 플랩 및 비틀림 방향 고유 진동수를 측정하기 위해 2개, 래그 방향 고유 진동수를 측정하기 위해 1개를 사용하였다. 래그 방향 측정용

가속도계는 우드블락을 사용하여 블레이드의 25% 코드 지점에 부착하였다. 모달 시험 방법은 임팩트 해머를 이동하면서 측정하는 임팩트 해머 로빙 방식을 사용하였으며, 총 8군데의 단면에 대해 각 단면당 플랩, 래그, 비틀림 모드가 가진될 수 있도록 3 곳을 가진하였다.

Fig. 9는 블레이드 끝단 단면에서 25% 코드 지점을 플랩 방향으로 가진하였을 때 블레이드 앞전에 있는 플랩 가속도계의 FRF의 크기를 보여주고 있다. Fig. 10은 래그 방향으로 가진했을 경우의 래그 방향 가속도계에 대한 FRF를 보여주고 있다. 블레이드의 플랩/비틀림/래그 모드에 해당하는 고유 진동수가 가진되고 있음을 알 수 있다.



(a) Blades (b) Flexbeam

Fig. 7 Modal test of blade and flexbeam

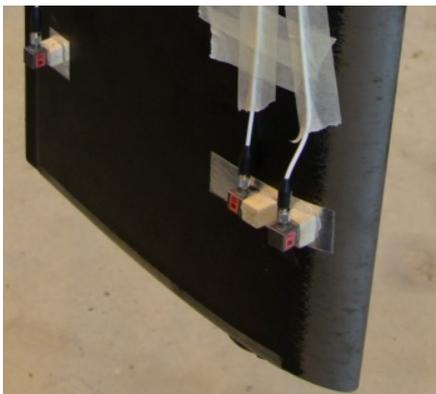


Fig. 8 Accelerometers on the blade

Table 1은 블레이드에 대해 모달 시험을 통해 획득한 고유 진동수 및 댐핑값과 모달 해석을 통한 결과를 보여주고 있다. 로터 고유 진동수 해석을 위해서는 헬리콥터 전용 해석 프로그램인 CAMRAD II (comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics)를 사용하였다. 해석에서는 번지코드를 길이 방향의 강성이 있는 1차원 빔으로

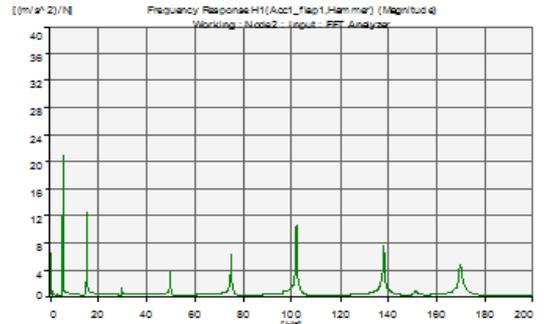


Fig. 9 Magnitude of FRF in flap accelerometer

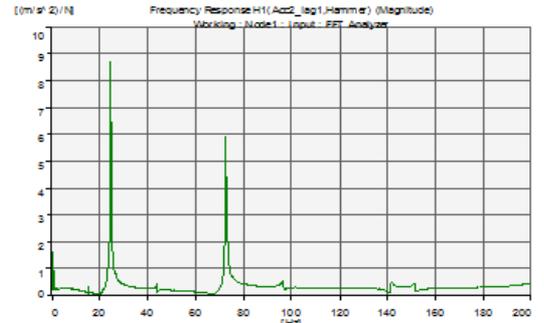


Fig. 10 Magnitude of FRF in lag accelerometer

Table 1 Natural frequencies of blades

Mode	Measured		Analysis	Diff. (freq.)
	Frequency	Damping	Frequency	
	Hz	%	Hz	%
1st flap	5.07	0.29	5.10	0.6
2nd flap	15.0	0.20	14.81	-1.3
1st lag	24.3	0.39	24.82	2.1
3rd flap	29.4	0.19	32.78	11.5
1st torsion	43.5	0.33	34.93	-19.7
4th flap	49.6	0.21	61.25	23.5
2nd lag	72.5	0.26	72.44	-0.1

모사하였으며, 블레이드는 수평방향으로 놓인 헬리콥터 로터 모델링과는 달리 중력 효과를 고려하여 수직방향으로 모델링하여, free-free 상태를 모사하였다. 모달 시험 결과 1차 플랩 모드 및 1차 래그 모드는 각각 5.07 Hz 및 24.3 Hz로 측정되었고, 1차 비틀림 모드는 43.5 Hz로 측정되었다. 해석 결과 1차 플랩모드 및 1차 래그 모드는 각각 5.10 Hz, 24.82 Hz로서 시험값과 잘 일치하고 있다. 하지만 3차 및 4차 플랩 모드는 시험값과 해석값이 차이가 있으며, 특히 1차 비틀림 모드는 해석값이 34.9 Hz로서 시험값과 약 9 Hz의 차이가 발생하여, 해석값을 시험값과 유사하게 하기 위해서는 블레이드 해석 시 강성 및 질량 분포에서 일부 조정이 필요하다.

3.2 유연보 및 토크튜브

유연보의 고유 진동수 측정과정은 주로터 블레이드의 경우와 유사하게 진행되었다. Fig. 7과 같이 유연보를 번지코드를 이용하여 수직으로 장착하였고, 가속도계는 유연보의 플랩, 래그, 비틀림 모드가 측정될 수 있도록 Fig. 11과 같이 3개를 유연보 끝단에 고정하였다. 시험 시 사용된 번지코드의 길이는 1.55 m이며, 유연보의 길이는 2.32 m, 질량은 13.6 kg이다. 번지코드에 장착된 유연보의 강체 모드는 수직방향 진동수는 0.7 Hz, 비틀림 및 수평방향 진동수는 0.13 Hz 정도로서 매우 낮게 측정되어 유연보의 탄성모드와 쉽게 분리되어 있다.

유연보의 고유 진동수를 측정한 결과와 해석결과를 Table 2에 정리하였다. 측정된 유연보의 1차 플랩모드 및 1차 비틀림 모드는 각각 15.25 Hz 및 79.0 Hz이며, 1차 래그 모드는 104.5 Hz로서 상당히

높다. 유연보의 고유 진동수 해석은 NASTRAN과 CAMRAD II를 이용하여 수행하였으며, 비교적 잘 일치하고 있다. Table 2에서는 고유 진동수 측정값과 CAMRAD II를 사용한 고유 진동수 해석값의 상대차이를 %로 나타내었다.

토크튜브의 동특성 시험과정은 블레이드의 경우와 같으며, 플랩, 래그, 비틀림 모드를 측정할 수 있도록 3개의 가속도계를 사용하였다. 사용된 번지코드의 길이는 1.37 m이며, 토크튜브의 길이는 0.96 m, 질량은 4.87 kg이다. 토크튜브는 강체 수직 모드는 1.6 Hz, 강체 비틀림 모드는 0.17 Hz이며, 수평 모드는 1.6 Hz로서 탄성 모드와 구분이 용이하다.

측정된 토크튜브의 1차 모드는 357 Hz로서 토크튜브의 안쪽에 약간 비틀림이 생기는 모드이며, NASTRAN으로 해석한 결과는 312 Hz이다. 2차 모드는 플랩모드로서 고유 진동수는 431 Hz이고, CAMRAD II로 해석한 결과는 518 Hz이다. 그 이후 모드는 고차모드로서 로터 블레이드 해석에서는 반영되지 않는다. Table 3은 토크튜브의 고유모드를 측정한 결과와 해석한 결과를 정리하였다. 고유 진동수의 시험결과와 해석결과는 차이가 있어 토크튜브의 기본 물리량의 보정이 필요하다.

Table 2 Natural frequencies of flexbeam

Mode	Measured		Analysis(frequency)		
	Freq.	Damp.	Nast.	Cam.	Diff.
	Hz	%	Hz	Hz	%
1st flap	15.25	1.07	17.95	17.18	12.7
2nd flap	47.25	0.267	48.42	50.18	6.2
1st torsion	79.0	0.480	85.17	85.24	7.9
2nd torsion	92.0	0.487	100.1	99.01	7.6
3rd flap	103.8	0.207	109.6	114.89	10.7
1st lag	104.5	0.144	111.6	111.60	6.8
4th flap	157.3	0.182	161.9	168.60	7.2

Table 3 Natural frequencies of torque tube

Mode	Measured		Analysis	Diff.
	Frequency	Damping		
	Hz	%	Hz	%
Local	357	0.19	312.6	-12.4
1st flap	431	0.69	518	20.2

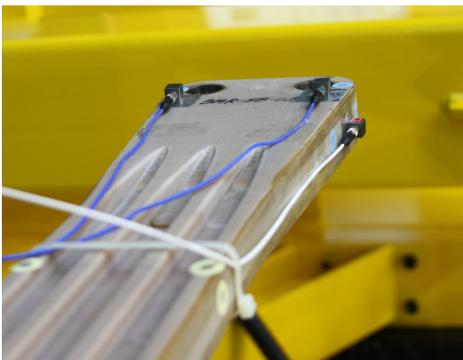


Fig. 11 Accelerometers on flexbeam

3.3 로터 구성품의 물성치 보정

무베어링 로터 동특성 및 하중 해석을 위해서는 주로터 블레이드, 유연보, 토크튜브 등 로터 주요 구성품의 질량 및 강성 분포 등 기본 물리량 입력값이 중요하다. 해석의 신뢰도를 높이기 위해서는 주요 구성품의 질량측정, 강성 분포 측정 및 비회전 고유 진동수 측정 결과를 바탕으로 질량 및 강성분포를 보정할 필요가 있다. 주로터 블레이드, 유연보, 토크튜브에 대해 해석을 통해 예측한 고유 진동수를 측정된 고유 진동수에 최대한 맞추기 위해, 각 구성품에 대해 질량분포와 강성분포를 조정하였다.

블레이드의 질량분포는 전체 질량과 해석치의 질량을 일치시키기 위해서 블레이드 루트쪽 보강부의 질량을 증가시켜 총 무게를 32.9 kg으로 맞추었으며, 1차 비틀림 모드의 고유 진동수는 해석값과 측정값의 차이가 9 Hz정도로 차이가 많이 있으므로, 비틀림 모드의 진동수에 영향을 미치는 단면 관성모멘트를 전체 단면에 대해 기존 해석에 사용한 값에 비해 감소시키고, 비틀림 강성은 증가시켰다. 플랩 및 래그 물성치에 해당하는 강성은 그대로 유지하였다. Table 4는 질량 및 강성 분포 등 기본 물리량을 보정한 값을 사용하여 고유 진동수를 CAMRAD II로 해석한 결과를 시험값과 함께 나타내었다. 블레이드의 경우 보정한 결과는 3차 및 4차 플랩 모드를 제외하고는 오차가 2%이내에서 시험값과 해석값이 잘 일치하고 있다.

유연보의 경우 질량분포는 시험치가 해석치와 잘 일치하여 변화시키지 않고, 강성 분포만 변화시켰다. 유연보의 플랩 및 래그 방향 강성의 경우 로터 회전 중심부인 허브마스트와 연결되는 단면 및 댐퍼의 체결을 위한 홀 등을 고려하여 강성을 보정하였고, 비회전 고유 진동수 시험결과를 참조하여 전체적으로 강성을 균일하게 감소시켰다. 측정된 유연보의 1차 및 2차 비틀림 모드는 79 Hz와 92 Hz로 해석을 통해 예측한 고유 진동수와 일치하도록 비틀림 강성을 균일하게 감소시켰다. 보정한 물성치를 사용하여 고유 진동수를 해석한 결과는 측정치와 매우 잘 일치하였다.

토크튜브의 질량분포는 측정된 전체 질량과 일치하도록 해석에서 질량분포를 균일하게 증가시켜 토크튜브의 질량이 4.85 kg이 되도록 맞추었고, 플랩 방향의 고유 진동수를 보정하기 위해 플랩 강성을

Table 4 Measured frequencies and tuned prediction frequencies

Component	Frequency, Hz			Mode
	Measured	Tuned	Error, %	
Blade	5.07	5.06	-0.17	F1
	15.0	14.74	-1.70	F2
	24.3	24.67	1.51	L1
	29.4	32.33	9.97	F3
	43.5	43.49	-0.01	T1
	49.6	60.66	22.29	F4
	72.5	72.27	-0.31	L2
Torque tube	431	431.58	0.13	F1
Flexbeam	15.25	15.21	-0.26	F1
	47.25	46.06	-2.52	F2
	79.0	79.00	0.00	T1
	92.0	91.76	-0.26	T2
	103.8	104.41	0.59	F3
	104.5	104.01	-0.47	L1

저하시켰다. 래그 방향 강성 및 비틀림 방향 강성은 변화시키지 않고 그대로 사용하였다. 1차 플랩 모드의 경우 시험값은 431 Hz로서 해석값과의 오차는 1%이내로서 매우 잘 일치하고 있다.

4. 결 론

이 논문에서는 헬리콥터 무베어링 로터의 블레이드, 유연보 및 토크튜브 구성품에 대해 굽힘 및 비틀림 시험을 통해 각 구조물의 플랩 강성, 래그 강성, 비틀림 강성을 측정 하였고, 모달 시험을 통해 비회전 고유 진동수를 측정하였다. 고유 진동수 측정 시험은 각 구성품을 변지코드를 이용하여 수직으로 장착하였으며, 충격 해머 로빙 시험을 통해 고유 진동수를 측정하였다.

시험을 통해 측정된 강성 및 고유 진동수 결과는 로터 해석 코드를 위한 입력 모델 보정을 위해 사용되었으며, 각 구성품에 대해 수행한 모달 시험과 동일한 조건으로 보정한 입력값을 사용하여 해석한 결과는 시험결과와 잘 일치하였다.

제작된 구성품의 강성 시험 및 모달시험의 결과는 정밀한 해석모델 구축에 사용되며, 이를 이용하여 회전 시험전에 로터의 동특성, 안정성 및 하중 해석을 수행하여 설계를 확인하고, 향후 회전시험을 통해 해석모델의 적합성을 확인할 수 있다.

후 기

이 논문은 “무베어링 로터 허브시스템 개발사업” 및 “소형민수헬기 주로터 블레이드, 자동비행조종장치 S/W, 능동진동제어시스템 설계해석 연구”과제의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- (1) Huber, H., 1992, “Will Rotor Hubs Lose Their Bearings” A Survey of Bearingless Main Rotor Development, The 18th European Rotorcraft Forum.
- (2) Johnson, W., 1985, Recent Developments in the Dynamics of Advanced Rotor Systems, NASA TM-86669.
- (3) Yun, C. Y., Kee, Y. J., Kim, T. J., Kim, D. K., and Kim, S. H., 2012, Hub Parametric Investigation of Main Rotor Stability of Bearingless Helicopter, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 22, No. 8, pp. 784~790.
- (4) Kee, Y. J., Yun, C. Y., Kim, D. K. and Kim, S. H., 2012, Dynamic Characteristic Analysis of a Bearingless Helicopter Rotor System, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 22, No. 2, pp. 187~192.
- (5) Yun, C. Y., Kim, T. J., Kee, Y. J., Sim, H. S and Kim, S. H., 2013, Basic Properties Test and

Non-rotating Dynamic Test of Helicopter Rotor, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 103~108.

- (6) Kee, Y. J., Kim, T. J., Yun, C. Y. and Kim, D. K., 2014, Manufacturing Process and Basic Property Tests of Composite Helicopter Rotor Hub System, Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A, Vol. 38, No. 6, pp. 691~698.



Chul Yong Yun received the Ph.D. degree in aerospace engineering from Seoul National University, Seoul, Korea in 2004. He is currently senior research engineer of KARI. His research interests include the helicopter rotor dynamics and rotor test.



Deog-Kwan Kim received the Ph.D. degree in aerospace engineering from KAIST, Daejeon, Korea in 2011. He is currently principal research engineer of KARI. His research interests include the unmanned and manned rotorcraft design, specially, rotor design, rotor dynamics and rotor test.