

# 헬리콥터 로터 블레이드의 기본 물리량 및 비회전 동특성 시험

## Basic Properties Test and Non-rotating Dynamic Test of Helicopter Rotor

윤철용\* · 김태주\* · 기영중\* · 심헌수\* · 김승호\*

Chul Yong Yun, Taejoo Kim, Young-Jung Kee, Heon-Su Sim, Seung-Ho Kim

**Key Words** : Helicopter rotor(헬리콥터 로터), Basic Properties(기본 물리량), Non-rotating dynamic test(비회전 동특성 시험), Stiffness(강성).

### ABSTRACT

This paper describes basic properties tests and non-rotating dynamic test for rotor blade, flexbeam, and torque tube of which bearingless rotor in helicopter consists. A basic properties test are bending and twist test to find the flap stiffness, lag stiffness, and twist stiffness of specimens. The purpose of dynamic test is to find natural frequencies and modes in non-rotating state. The test results are used to update the analysis model. The updated analysis results using rotorcraft comprehensive code match the tests quite well. The updated model input based on the tests will be utilized to analysis the conditions of rotating whirl tower test before the whirl test and will be compared with the whirl tower test results.

### 1. 서 론

헬리콥터 주로터는 헬리콥터의 추력 및 조종력을 발생시키는 역할을 하는 헬리콥터의 핵심 구성품으로 복잡한 공기역학적 환경하에서 운용되어, 공기역학적 및 구조적인 연계에 의해 안정성, 진동, 피로 등 다양한 문제를 유발할 수 있다. 따라서 헬리콥터의 개발에 있어서는 이러한 문제를 사전에 인식하여 설계단계에서부터 고려하여야 한다. 헬리콥터 로터의 해석에 있어 초기에 수행해야하는 가장 기본적인 일은 해석에 필요한 입력 모델을 생성하는 것이다. 이에는 로터의 기하학적 형상, 블레이드의 공력특성 및 기본물리량에 해당하는 질량분포특성, 강성분포 등이 있다. 설계단계에서 블레이드의 동특성 및 하중을 계산하기 위해서는 블레이드를 포함한 로터의 질량분포 특성, 강성등의 기본 물리량값이 필요하다. 따라서 해석에 사용되는 기본물리량 값이 정확할수

록 해석의 신뢰도가 높아진다. 해석/설계를 통해 제작된 로터 구성품은 시험평가를 통해 검증된다. 이러한 시험평가에는 기본물리량 시험, 비회전 동특성 시험, 구조시험, 피로시험, 휠타워 시험등이 있다. 특히 해석의 입력값은 강성 및 질량을 측정하는 기본물리량 시험 및 비회전 동특성 시험 결과를 바탕으로 업데이트되어 해석의 정교화를 위해 사용되어지며, 이 결과를 기반으로 로터 회전시험을 수행한다.

본 논문에서는 무베어링 로터에 대한 기본 물리량 및 비회전 동특성 해석 및 시험을 수행하였다. 무베어링 로터(Fig. 1)는 기존의 관절형 로터와 무힌지 로터에서 존재하는 힌지와 베어링을 복합재 유연보(Flexbeam)와 토크튜브(Torque tube)로 대체하여 그 기능을 수행할 수 있도록 하여 로터 무게절감, 정비 최소화, 신뢰성 향상의 장점이 있다. 무베어링 로터에서 플랩 방향 및 코드 방향에서의 블레이드 운동은 유연보의 탄성변형으로 구현되며, 블레이드 피치 조종은 역시 복합재 유연보의 탄성 비틀림과 토크튜브로 구현된다. 사이클릭 및 컬렉티브 조종을 위해 작동기를 구동하면 스와시플레이트에

† 교신저자; 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀

E-mail : cyyun@kari.re.kr

Tel : 042-860-2288, Fax : 042-870-3590

\* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

연결된 피치링크는 토션 방향 및 코드 방향으로 고강성인 토크튜브를 통해 블레이드의 피치운동에 필요한 모멘트를 전달한다.

이러한 무베어링 로터의 유연보, 토크튜브, 블레이드에 대해 플랩 강성, 래그 강성, 비틀림 강성 및 비회전시 고유진동수를 측정하여 그 결과를 해석 모델에 반영한 해석값과 비교하였다.

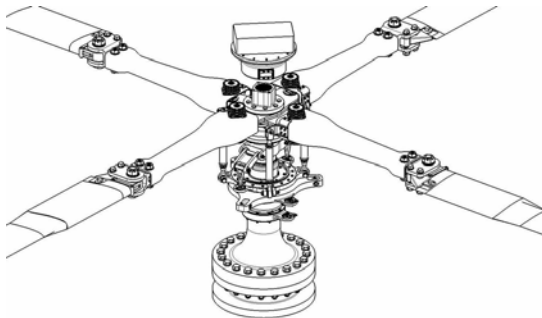


Fig. 1 Bearingless rotor

## 2. 본 론

### 2.1 로터 구성품의 강성 측정

유연보, 토크튜브, 블레이드에 대해 플랩방향 강성, 래그방향 강성, 비틀림 방향 강성을 측정하였다. 플랩방향 및 래그방향 강성에 대해서는 부가하중 및 스트레인을 측정하여 강성을 측정하였고, 비틀림 방향 강성의 경우는 유연보는 비틀림 방향에 대해 강성이 낮아 부가하중 및 비틀림 각도를 측정하였으며, 토크튜브는 비틀림 강성이 높아 스트레인을 측정하여 강성을 측정하였다.

#### (1) 유연보의 강성 측정

유연보의 플랩 강성, 래그 강성, 비틀림 강성을 측정하기 위해 유연보 시편(Fig. 2)을 Fig. 3과 같이 허브 중심과 연결되는 부분을 고정시키고 끝단에 하중을 부과하였다. 플랩 강성 측정을 위해 유연보의 9개 단면에 위면과 아래면에 스트레인 게이지를 부착하였다. 부과하중은 20kg추를 연속적으로 80kg까지 부과하여 선형성을 확인하였다. 플랩 강성은 부과된 모멘트, 게이지 사이의 거리, 및 변형율로부터 식 (1)과 같이 계산된다.



Fig. 2 Flexbeam specimen

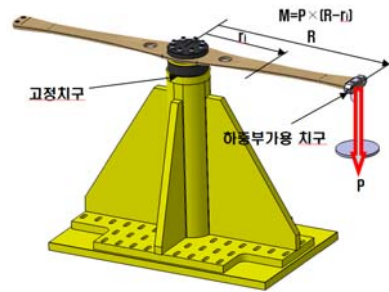


Fig. 3 Stiffness Measurement in the flap-wise direction

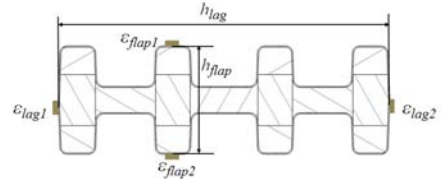


Fig. 4 Strain gages installation

$$EI_{flap} = M_{flap} h_{flap} / (|\epsilon_{flap1}| + |\epsilon_{flap2}|) \quad (1)$$

$$EI_{lag} = M_{lag} h_{lag} / (|\epsilon_{lag1}| + |\epsilon_{lag2}|) \quad (2)$$

래그방향 강성을 측정하기 위해 시편을 Fig. 5와 같이 90도 회전시켜 부착하여 하중을 부과하였다. 시험과정은 플랩 강성 측정때와 유사하며, 래그 방향 강성은 식(2)를 사용하여 구하였다.

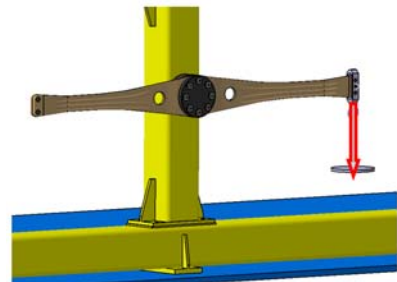


Fig. 5 Stiffness Measurement in the lag-wise direction

Table 1은 이로부터 측정된 유연보 각 단면의 플랩 방향 및 래그 방향 강성이다.

Table 1 Flap and lag stiffness of flexbeam

STA, mm	EIFLAP, Nm <sup>2</sup>	EILAG, Nm <sup>2</sup>
135	12,430	843,300
187	4,731	516,200
260	2,412	369,200
310	2,516	207,900
490	5,636	106,000
700	4,491	546,100
940	4,467	626,300
1040	23,760	187,400
1120	27,790	312,000

비틀림 방향 강성을 측정하기 위해 유연보의 끝단에 Fig. 6과 같이 순수 비틀림 하중을 추가하였으며, 총 11개 단면에 대해 비틀림 각도를 측정하였다. 각 단면에서의 비틀림 강성은 부가된 하중인 토크, 해당 단면과 전 단면까지의 거리 및 해당 단면의 비틀림 각도와 전 단면의 비틀림 각도 차이에 의해 식 (3)과 같이 구할 수 있다.



Fig. 6 Stiffness Measurement in the torsion-wise direction

$$GJ_i = T \times L_i / \phi_i \quad (3)$$

여기서,  $T$ 는 토크,  $L_i$ 는 거리,  $\phi_i$ 는 각도를 의미한다.

Fig. 7은 유연보에 가해진 토크에 대해 각 단면의 비틀림 각을 측정된 결과이다. 각 단면은 가해진 토크와 비틀림 각은 선형적으로 비례한다. Table 2은 기본물리량 시험을 통해 측정된 각 단면의 비틀림 강성이다.

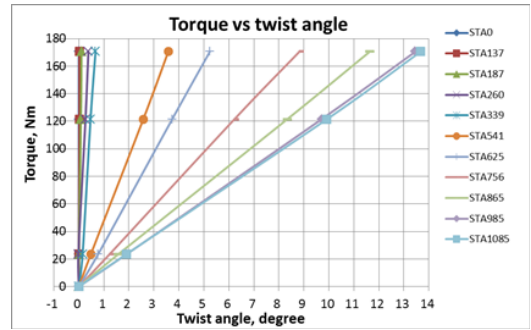


Fig. 7 Applied torque vs. twist angle in the flexbeam

Table 2 Torsional stiffness of flexbeam

STA, mm	GJ, Nm <sup>2</sup>
187	5,862
260	2,578
339	2,692
541	678
625	494
756	357
865	379
985	642
1085	4,580

## (2) 토크튜브의 강성 측정

토크튜브는 피치링크로부터 전달된 제어력을 로터 블레이드에 전달하며, 댐퍼와 연결되어 댐퍼에 하중을 전달한다. 따라서 토크튜브는 비틀림 방향 및 리드-래그 방향으로 강성이 높게 설계/제작되어 진다. Fig. 8은 시험에 사용된 토크튜브의 형상을 보여주고 있다.

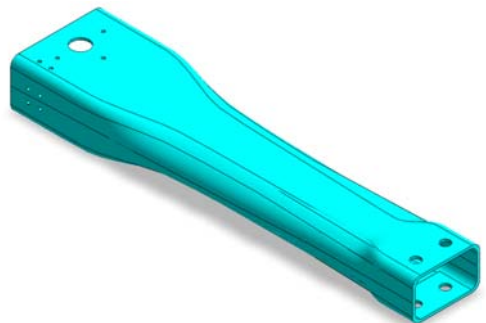


Fig. 8 Torque tube specimen

유연보와 마찬가지로 플랩 방향 강성을 측정하기 위해 각 단면에 스트레인 게이지를 위면과 아래면에

부착하였고, 래그 방향 강성 측정을 위해 좌우 옆면에 스트레인 게이지를 부착하였다. 하중 부가를 위해 한쪽 끝단은 고정시켰으며, 반대편 끝단에 하중을 부가할 수 있도록 하였다. Fig. 9는 플랩방향 하중 부가를 위한 위치를 보여주고 있으며, 래그 방향 하중 부가를 위해 토크튜브를 90도 회전시켜 장착하였다. 비틀림 방향 하중부가는 Fig. 9에서 끝단에 순수 토크를 가하도록 구성하였다.

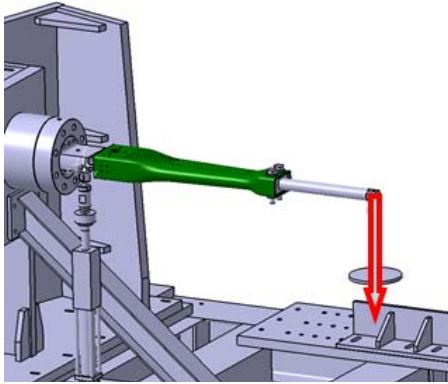


Fig. 9 Stiffness measurement of torque tube in the flap-wise direction

Table 3은 토크튜브에 대해 측정되어진 플랩 방향 및 래그 방향 강성이다.

Table 3 Flap and lag stiffness of torque tube

STA, mm	EIFLAP, Nm <sup>2</sup>	EILAG, Nm <sup>2</sup>
350	207,954	3,544,084
500	207,949	1,104,758
600	122,124	591,049
810	70,202	399,931
1020	85,596	327,239
1120	172,792	850,351

유연보와 다르게 토크튜브는 비틀림 방향으로 강성이 높아 비틀림 각도 측정이 불가하여 스트레인 게이지를 이용하여 강성을 측정하였다. 토크튜브의 비틀림 강성 측정을 위해 각 단면에 스트레인 게이지를 45도로 부착하였다. 비틀림 강성은 부과된 토크, 단면의 중심에서부터 측정지점까지의 거리 및 측정지점의 스트레인 값으로부터 식(4)와 같이 구할 수 있다.

$$GJ_i = T \times r_i / (2\epsilon_{45}) \quad (4)$$

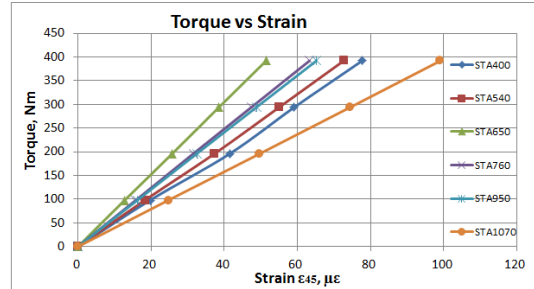


Fig. 10 Applied torque and strain of torque tube

Fig. 10은 가해진 토크에 대해 각 단면에서의 스트레인 값을 도시한 것으로 토크튜브의 각 단면에서 토크와 스트레인은 선형적인 관계이다. Table 4는 식(4)를 사용하여 계산한 비틀림 강성을 각 단면에 대해 표시하였다.

Table 4 Torsional stiffness of torque tube

STA, mm	GJ, Nm <sup>2</sup>
400	154,987
540	149,238
650	199,157
760	155,669
950	140,343
1070	96,986

### (3) 블레이드의 강성 측정

무베어링 로터의 회전시험을 위해 사용될 블레이드는 BO-105 헬리콥터에 사용되는 블레이드로서, 무힌지 로터에 적합하도록 개발되어 루트부 근처에서 가상의 래그 힌지가 존재하여 무베어링 로터에 바로 사용하기에는 적합하지 않다. 따라서 가상의 힌지가 생기지 않도록 루트부위를 보강하여 플랩 및 래그 강성을 증가시켰다. 회전시험에 사용될 블레이드의 강성을 확인하기 위해서 블레이드 보강 후 플랩 방향 강성 및 래그 방향 강성을 측정하였다. Fig. 11는 보강 후 블레이드의 플랩 방향 강성을 측정하기 위해 장착된 블레이드를 보여주고 있다. 래그 방향 강성은 블레이드를 90도 회전시켜 장착하여 측정하였다. 강성을 측정하기 위해 스트레인 게이지를 부착한 단면은 보강 부위인 허브 중심으로부터 거리가 1491mm, 1661mm, 1901mm인 STA1491, STA1661, STA1901이며, 보강하지 않은 익형 단면에 해당하는 STA2801이다.



Fig. 11 Flap stiffness measurement of reinforced BO-105 blade

Table 5와 6은 측정된 플랩 강성 및 래그 방향 강성이다. 표에는 보강 전 및 보강 후 측정값과 보강 후 강성 해석값을 함께 표시하였다. 보강 후 플랩 방향 강성은 조금 증가하였으나, 래그 방향 강성은 상당히 증가하였다.

Table 5 Flap stiffness of blade

STA, mm	Analysis, Nm <sup>2</sup>	Measured 보강전, Nm <sup>2</sup>	Measured 보강후, Nm <sup>2</sup>
1471	19,680	12,710	16,740
1661	14,510	8,766	11,740
1901	12,730	7,207	9,650
2801	6,830	7,598	8,114

Table 6 Lag stiffness of blade

STA, mm	Analysis, Nm <sup>2</sup>	Measured 보강전, Nm <sup>2</sup>	Measured 보강후, Nm <sup>2</sup>
1471	303,000	104,420	427,200
1661	282,900	96,061	303,600
1901	336,800	107,020	289,800
2801	170,500	176,460	173,600

## 2.2 로터 구성품의 비회전 고유진동수 측정

비회전 고유진동수 측정은 강성 측정과 더불어 제작되어진 유연보, 토크튜브, 및 블레이드에 대한 질량 분포 및 강성 분포를 확인하며, 필요시 해석 모델에 사용되어진 물성치를 시험결과 반영을 통해 보정하여 회전 시험을 위한 재해석에 사용되어진다. 비회전 고유진동수 측정의 대상은 블레이드, 유연보, 토크튜브이며, 번지코드를 이용하여 수직으로 매달아 가진 충격 해머를 Roving하여 구하였다. 플랩 모드 및 비틀림 모드를 구하기 위해 가속도계는 코드방향 leading edge 부근 및 trailing edge 부근에 2개를 사용하여 부착하였으며, 래그 모드 측정을

위해 래그 방향으로 가속도 1개를 시험의 1/4 코드에 부착하였다. Fig. 12는 블레이드와 유연보에 대해 비회전 고유진동수 측정을 위해 번지 코드에 수직으로 연결된 모습이다. 토크튜브도 유사한 방식으로 설치하였다.



Fig. 12 Impact hammer test

Table 7은 보강된 BO-105 블레이드에 대해 고유진동수를 측정한 결과와 강성 시험 및 고유진동수 측정 시험 결과를 바탕으로 물성치를 보정하여 같은 조건에서 해석한 결과를 나타내고 있다. 해석은 헬리콥터 해석코드인 CAMRAD II를 사용하였으며, 구조물은 1차원 빔으로 모델링 되었다. 1차 플랩모드는 5.07Hz, 1차 래그 모드는 24.3Hz, 1차 비틀림 모드는 43.5Hz이다. 전반적으로 시험값과 보정한 해석값은 잘 일치한다. 하지만 4번째 플랩 모드에서는 약 20%정도의 오차를 보이고 있으나, 실제 회전시험에서는 플랩모드는 3차까지, 래그 모드는 2차, 비틀림 모드는 1차까지 주로 사용하며, 플랩 4차 이상의 경우는 블레이드의 반응이 미약하다.

Table 7 Blade natural frequencies

Mode	Measured, Hz	Analysis, Hz	Error, %
1st Flap	5.07	5.07	0.0
2nd Flap	15.0	14.58	-2.8
1st Lag	24.3	24.65	1.4
3rd Flap	29.4	31.51	7.2
1st Torsion	43.5	43.35	-0.3
4th Flap	49.6	59.38	19.7
2nd Lag	72.5	71.63	-1.2
2nd Torsion	96.3	91.66	-4.8

모달시험을 통한 유연보의 고유진동수와 보정한 해석값을 Table 8에 표시하였다. 유연보의 1차 플랩 모드는 15.1Hz, 1차 비틀림 모드는 79.0Hz, 1차 래그 모드는 104.0Hz로서 비틀림 방향의 강성이 래그 방향 강성에 비해 상대적으로 낮아 고유진동수는 낮다. 시험값과 보정된 해석결과는 매우 잘 일치하며, 3차 플랩의 경우의 오차는 8.7%로 조금 존재한다. 이는 질량 또는 플랩 강성분포를 보정하면 개선될 수 있을 것이다.

Table 8 Flexbeam natural frequencies

Mode	Measured, Hz	Analysis, Hz	Error, %
1st Flap	15.1	15.6	3.4
2nd Flap	47.2	46.0	-2.6
1st Torsion	79.0	79.0	0.0
2nd Torsion	91.9	91.8	-0.1
3rd Flap	103.0	111.9	8.7
1st Lag	104.0	104.0	0.0
4th Flap	157.0	159.3	1.5

Table 9는 토크튜브의 모달시험 결과와 해석결과를 보여주고 있다. 토크튜브의 경우는 블레이드와 유연보에 비해 상대적으로 강성이 높아 고유진동수가 상당히 높다. 또한, 토크튜브의 경우 다양한 고유진동수가 존재하나, 국부적인 모드가 다수 존재한다. 357Hz의 경우 국부적인 모드에 해당되어, 1차 원 빔모델 해석에서는 나오지 않는 결과이다. 1차 플랩 모드는 431Hz로서 헬리콥터 로터 시스템에서는 상당히 높은 주파수이다.

Table 9 Torque tube natural frequencies

Mode	Measured, Hz	Analysis, Hz	Error, %
Local mode	357	-	-
1st Flap	431	432	0.1

### 3. 결 론

본 논문에서는 무베어링 로터의 블레이드, 유연보, 및 토크튜브 구조물에 대해 굽힘 및 비틀림 시험을 통해 각 구조물의 플랩 강성, 래그 강성, 비틀림 강성 및 모달시험을 통한 비회전 고유진동수를

구하였다. 블레이드, 유연보 및 토크튜브의 플랩 및 래그 강성 시험은 각 단면에 스트레인을 측정하여 구하였으며, 비틀림 강성을 위해서는 유연보는 비틀림 각, 토크튜브는 스트레인을 측정하여 구하였다. 모달시험은 블레이드, 유연보, 토크튜브 시체에 대상으로 수행되었으며, 각 시체를 번지코드를 이용하여 수직으로 장착하여, 충격 해머 로빙 모달 시험을 통해 고유진동수를 구하였다.

시험을 통해 구한 강성 및 고유진동수는 로터 해석 코드를 위한 입력 모델 보정을 위해 사용되었으며, 각 시편에 대해 모달 시험과 같은 조건으로 로터 해석코드를 사용하여 해석한 결과는 시험결과와 잘 일치하였다.

제작된 시편의 강성 시험 및 모달시험의 결과는 정밀한 해석모델 구축에 사용되며, 이를 이용하여 회전시험전 로터의 동특성, 안정성, 및 하중 해석을 수행하며, 회전시험을 통해 해석모델의 적합성을 확인한다.

### 후 기

본 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품 기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- (1) Johnson, W., 1980, Helicopter Theory, Princeton University Press, New Jersey.
- (2) 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.
- (3) 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.