

무베어링 헬리콥터 주 로터의 허브 파라미터 변화에 따른 로터 안정성 특성 해석

Hub Parametric Investigation of Main Rotor Stability of Bearingless Helicopter

윤철용† · 기영중* · 김태주* · 김덕관* · 김승호*

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

Key Words : Bearingless Rotor(무베어링 로터), Stability(안정성), Pitch link attachment(피치링크장착).

ABSTRACT

This paper describes a stability and dynamic characteristics of bearingless helicopter main rotor in hover. Baseline rotor configuration is defined and modal analysis for the configuration is taken to verify the dynamic characteristics. The kinematic pitch-lag couplings through ways of pitch link installation are analyzed to know effects on loads, frequencies and stability. The effects of pitch link attachments in spanwise direction and chordwise direction as well as pitch link inclination on thrust, power, flpa-lag-pitch mode frequencies and inplane damping are examined. Pitch link at trailing edge location in chordwise direction has influence on aeroelastic stability of the rotor. Also, the pitch link with negative inclination angle makes inplane damping increase.

1. 서 론

헬리콥터는 로터회전을 통해 추력을 발생시켜 비행하는 비행체로서 근원적으로 진동 및 안정성에 쉽게 노출되어 있다. 특히 헬리콥터에서 주로터는 추력 및 제어력을 발생하는 헬리콥터의 핵심 시스템으로 최신 개발에 있어 기존의 복잡한 형상대신 단순한 로터 허브 형태를 추구하고 있다. 회전하는 헬리콥터 주로터 허브 운동은 로터 허브는 전진방향시 블레이드에서 발생하는 모멘트를 최소화하기 위해 회전면의 방향으로 플랩핑 운동을 하며, 이의 운동이 가능하도록 플랩 힌지 및 유연보가 존재한다. 회전하는 로터의 플랩핑 운동은 콜리올리 힘에 의해 회전면내 운동인 항력(또는 래그) 방향 운동을 유발하게 되며, 이의 운동을 허용하기 위해 래그 힌지

또는 유연보가 있다. 또한 블레이드의 받음각 조절을 위해 피치각 조절을 하게 되며 이는 페더링(피치) 방향 운동을 허용하여야 한다. 기존의 관절형 로터는 플랩힌지, 래그 힌지, 피치베어링이 기계적인 형태로 존재하여 허브가 복잡해지고 정비소요가 많았다. 이를 극복하기 위해 관절형 로터와 무힌지 로터에서 존재하는 힌지와 베어링을 복합재 유연보(Flexbeam)와 토크튜브(Torque Tube)로 대체하여 그 기능을 수행할 수 있는 단순한 형태인 무베어링 로터는 로터 무게절감, 정비의 최소화, 신뢰성 향상으로 인해 운용유지비 절감효과를 가져왔다. 이는 고탄성 비틀림 특성이 있는 최신 복합재료를 허브 개발에 적용함으로써 단순한 형상으로 개발 가능하였다. 무베어링 로터에서 플랩방향 및 코드방향에서의 블레이드 운동은 유연보의 탄성변형으로 구현되며, 블레이드 피치 조종은 역시 복합재 유연보의 탄성 비틀림과 토크튜브로 구현된다. 사이클릭 및 콜렉티브 조종을 위해 작동기를 구동하면 스와시플레이트에 연결된 피치링크는 토션방향 및 코드방향으

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀

E-mail : cyyun@kari.re.kr

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

* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

로 고강성인 토크튜브를 통해 블레이드의 피치운동 필요한 모멘트를 전달한다.

무베어링 로터 허브설계에 있어 동특성 관점에서 중요한 파라미터는 플랩, 래그, 피치모드의 고유진동수, 감쇄, 추력 및 하중등이다. 로터의 진동특성 향상, 돌풍 반응성 최소화 및 비행특성 향상을 위해서는 플랩 강성을 가급적 작게 가져가야 하며, 이는 1차 플랩 고유진동수가 1.03/rev ~ 1.06/rev정도가 되도록 허브 설계를 요구한다. BMR 주로터설계에 있어 래그방향 고유진동수는 하중을 고려하여 회전수보다 작은 soft-inplane stiffness가 되도록 0.6/rev ~ 0.75/rev의 범위에 있다. 로터의 피치방향 진동수는 피치링크 강성에 영향을 받으며, 피치-플랩 플러터 불안정성이 발생하지 않도록 충분히 높은 값을 가져야 한다. 또한 유연보는 로터에서 발생하는 하중의 대부분을 담당하여, 플랩 및 래그 방향 하중을 견뎌야 하며 피치방향으로는 콜렉티브 및 사이클릭 조정이 가능하도록 유연하며 피로특성도 좋아야 한다.

본 논문에서는 BMR의 설계를 위하여 피치링크 변화에 따른 로터 동특성을 살펴보았다. 설계되는 BMR이 진동 최소화 및 상술한 특성을 갖도록 기본형상을 정의하여 플랩/래그/피치 모드의 고유진동수 및 로터 안정성에 큰 영향을 미치는 기본 래그방향 댐핑을 해석하였다. 또한 BMR 안정성에 중요한 피치링크의 위치, 기하학적 경사각 이 진동수 및 면내 댐핑에 미치는 영향성을 연구하였다.

2. 본 론

2.1 BMR 형상 및 모델링

(1) BMR 기본 형상

BMR 동특성해석을 수행하기 위해 Figure 1와 같이 현재까지 설계된 형상을 바탕으로 해석을 위한 기본 형상을 설정하였다. 로터 회전 반경 및 로터 정상 운용 회전수는 각각 5.74m와 349RPM이며, 로터 설계를 위한 최대 이륙중량은 3,270kg이다. Table 1에서는 설계된 무베어링 로터의 기본형상에 대한 값을 나타내었다. 기본형상에서 블레이드와 유연보는 회전반경의 21.2%지점에서 연결이 되며, 댐퍼와 스너버는 회전반경의 4.53% 위치에 있다. 피치링크는 블레이드의 뒤전(Trailing edge)방향에 위치하며, 스펠방향으로는 3.26%R(R: radius) 위치이

며, 코드방향으로는 3.0%R에 있으며 수직으로 스와쉬플레이트와 연결되어 있다. Table 2은 기본형상의 주요 위치들을 표시하였다. 기준점은 허브 가운데이며 위치정보에 대한 순서는 Chordwise(+ trailing edge), Spanwise, Normal(+up)이다.

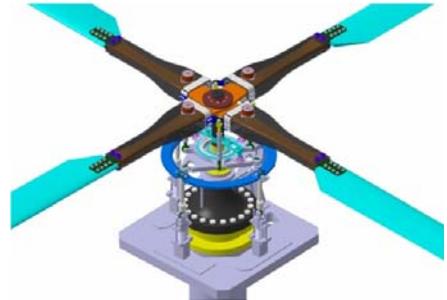


Figure 1 BMR 설계 형상

Table 1 Rotor geometric properties

Property	Value
Hub Type	Bearingless
Number of blades	4
Radius, m	5.74
Blade chord, m	0.36
Solidity	0.08
Rotor Speed, RPM	349
Blade airfoil section profile	NACA 23012
Linear blade twist, deg	-8.0
Flexbeam length, m	1.16

Table 2 BMR Baseline Configuration

Definition	Value(mm)
Swashplate	300
Pitchlink attachment to pitch horn	171,187,0
Pitchlink attachment to swashplate	171,187,-300
Pitch horn attachment to blade	260(radial)
Inboard end of torque tube	200(radial)
Blade/flexbeam connection	1,160(radial)
Snubber attachment to flexbeam	0, 260, 0
Snubber attachment to blade	0, 260, 0

댐퍼는 로터의 스펠방향으로 260mm위치에 있으며, 피치링크는 스펠방향으로는 187mm, 코드방향으로는 뒤전쪽으로 171mm 에 장착되어 있다. Table 2의 피치링크 위치는 기본 형상에 대한 것으로 피치링크 위치의 변화에 따른 특성 비교시 기준이 되는 위치다.

(2) BMR 모델링

BMR의 동특성 및 안정성 해석은 상용 헬리콥터 해석프로그램인 CAMRAD II를 사용하였고, 다중하중경로를 해석하기 위해 Flexbeam 타입을 사용하였

고, 스너머와 댐퍼를 모델링하기 위해 강성 및 댐핑이 있는 조인트 요소를 사용하였다. BMR 로터의 해석을 위해 flexbeam과 블레이드의 각 단면별 물성치를 설계 형상으로부터 계산하였다. Flexbeam은 허브센터로부터 21.2%R까지이며, 이 이후는 블레이드에 해당한다. Figure 2는 Flexbeam과 블레이드의 회전반경 위치 단면에 대한 질량분포를 단위길이당 질량으로 표시한 것으로, 블레이드 영역은 7.2kg/m이며, Flexbeam 구간은 최소값이 약 3.2kg/m이다. Figure 3은 Flexbeam과 블레이드의 단면별 플랩강성, 래그강성, 토션(피치)강성을 보여주고 있다. Flexbeam은 기계적인 힌지를 대신하는 것으로 블레이드에 비해 상당히 유연하여야 한다. Flexbeam의 플랩강성, 래그강성은 각각, 약 4,000Nm, 70,000Nm정도로 블레이드의 강성에 비해 상당히 낮아 힌지 역할을 할 수 있다. 피치 방향 또는 토션방향은 Flexbeam이 약±25도 이상 운동을 하며 구조하중을 감당하고, 기존의 베어링 역할을 해야함으로 강성은 가능한 낮아야 한다. Flexbeam의 토션방향 강성은 약 300Nm로서 블레이드의 강성 9,250Nm에 비해 상당히 낮다.

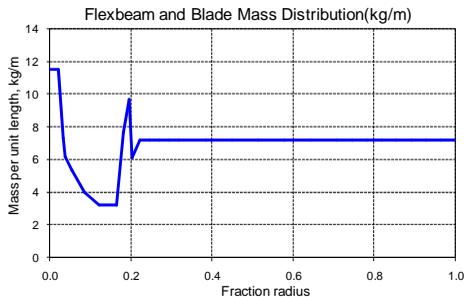


Figure 2 Flexbeam and blade mass distribution

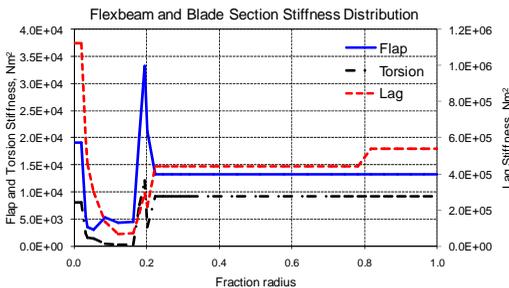


Figure 3 Flexbeam and blade stiffness distribution

(3) Fan plot

설계되는 BMR의 1차 플랩모드, 1차 래그 모드, 1차 피치 모드 고유 진동수 목표범위는 정상 로터 운용회전속도에서 각각 1.03/rev ~ 1.06/rev, 0.6/rev ~ 0.75/rev, 4/rev 이상이다. Figure 4은 로터 회전수에 따른 각 모드들의 고유진동수를 나타내는 Fan plot이다. Table 3는 정상 로터 회전수 349RPM에서 모드들에 대한 고유진동수를 나타내고 있다. 로터 회전속도 349RPM에서 1차 래그 모드 고유진동수는 0.69/rev, 1차 플랩 진동수는 1.03/rev, 피치 모두 진동수는 4.11/rev으로 설계된 로터의 고유 진동수는 목표범위를 만족한다. 각 모드들은 로터 회전수의 정수배인 n/rev(n은 정수)와 적절히 이격되어 있다. 다만 1차 토션 모드는 4/rev, 2차 래그 모드는 5/rev근처에 있어 적절한 tuning이 필요할 수 있다.

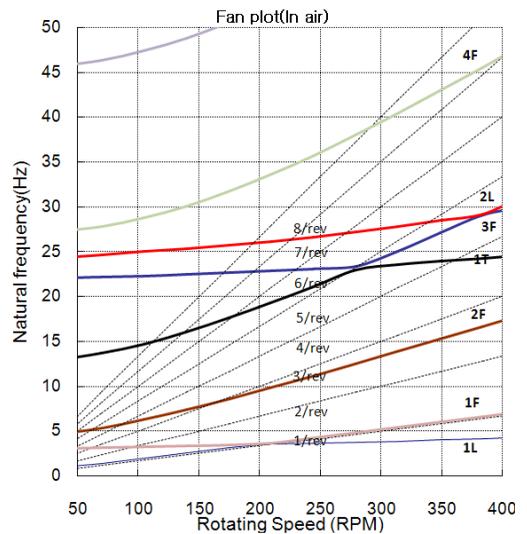


Figure 4 Fan plot

Table 3 BMR Blade Mode Frequencies

Modes	Frequency, /rev(Hz)
1st Lag Mode	0.69(4.00)
1st Flap Mode	1.03(6.01)
2nd Flap Mode	2.62(15.24)
1st Torsion Mode	4.11(23.89)
3rd Flap Mode	4.65(27.06)
2nd Lag Mode	4.89(28.44)
4th Flap Mode	7.38(42.93)

2.2 해석 결과 및 분석

피치링크는 블레이드에 장착된 피치훈과 회전형

스와쉬플레이트를 연결하는 것으로 블레이드에 모멘트를 전달하여 피치를 변화토록 하는 것으로, 장착 위치에 따라 로터 동특성에 영향을 미친다. 본 논문에서는 로터 허브 파라미터 중 피치링크의 장착 위치에 따른 추력, 파워, 진동수, 감쇄값을 해석하였다. 계산을 위한 콜렉티브 피치각은 7도로 동일하다. 피치링크 장착위치에 따라 로터는 플랩운동과 피치운동이 연계가 되어 추력의 변화가 있으며, 또한 래그운동과 피치운동이 연계가 되어 공력탄성학적 안정성에 영향을 미치게 된다.

Table 4 Vertical Pitch link Position

	Pitch link Position		Note
	S.W.*	C.W.*	
Baseline	3.26%	2.98%	
Spanwise effect	2.6%~5.2%	2.98%	
Chordwise effect	3.26%	1.9%~4.5%	T.E.
		-(1.9%~4.5%)	L.E.

*S.W.: spanwise, C.W.: chordwise

Table 5 Inclination Pitch link Position

	Pitch link Position		
	S.W.	C.W.	Inclination angle(deg.)
Pitchlink attachment to pitch horn	3.26%	2.98%	
	3.26%	4.38%	-15
	3.26%	4.09%	-12
	3.26%	3.81%	-9
Pitchlink attachment to swashplate	3.26%	3.53%	-6
	3.26%	3.25%	-3
	3.26%	2.98%	0
	3.26%	2.71%	3
	3.26%	2.43%	6
	3.26%	2.15%	9
	3.26%	1.87%	12
	3.26%	1.58%	15

Table 4는 피치링크가 피치혼과 스와쉬플레이트와 수직으로 연결되어 있고, 피치링크의 위치가 블레이드의 스펠방향(Radial) 및 코드방향으로 변하는 해석 조건이다. 표에서 %는 회전반경 R 에 대해 무차원화 하였다. 스펠방향 변화는 플랩-피치 연계효과를 볼 수 있으며, 시위방향 변화는 래그-피치 연계효과를 확인할 수 있다. Table 5는 피치링크가 피치혼과 스와쉬플레이트가 경사각을 이루면서 장착된 경우로서 피치혼 장착 위치는 일정하며, 스와쉬플레이트와 스펠방향으로는 일정하고, 코드방향으로 변하는 경우다. 경사각의 정의는 스와쉬플레이트와 코드 방향

장착위치가 블레이드쪽인 경우 양의 경사각이며, 블레이드와 멀어지는 경우는 음의 경사각으로 정의한다. 수직인 경우는 경사각이 0이다.

(1) 기본 형상

Table 2와 4의 기본 형상에 대해 로터의 추력, 파워, 래그모드(면내) 감쇄를 계산하였다. 본 형상에 대한 고유진동수는 Figure 2 및 Table 3에 나와있다. 추력은 예상대로 2차함수로 증가되며, 피치각이 9도 일 때 약 32,000N의 추력을 가져 1g상태가 된다. 피치각이 7도일 때는 약 22,000N정도의 추력이 발생한다. 감쇄는 피치각이 2도 근처에서 최소감쇄 3.5% 정도 가지며, 피치각이 증가할수록 감쇄는 증가한다. Figure 6는 피치각 변화에 따른 면내감쇄변화를 보여주고 있다.

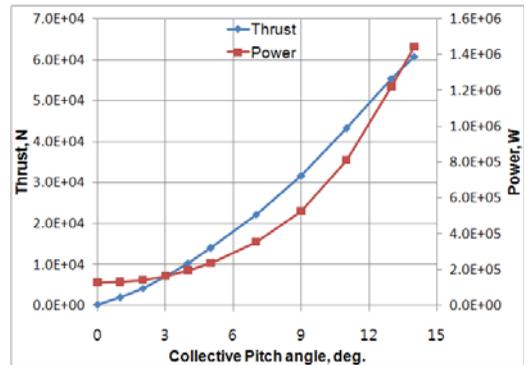


Figure 5 Rotor Thrust and Power(Baseline)

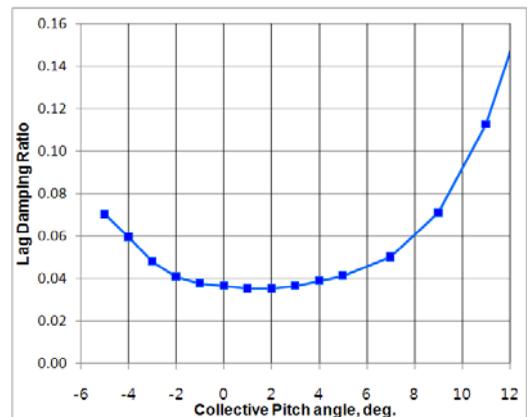


Figure 6 Rotor Lag Mode Damping(Baseline)

(2) 피치링크의 스펠방향 장착위치 영향성

Figure 7~9는 피치링크가 수직으로 피치혼과 스와쉬플레이트와 연결된 경우의 스펠방향 장착위치에

다른 추력 및 파워, 플랩/래그/피치 고유진동수, 및 면내감쇄를 계산한 것이다. 피치링크는 기준위치에 대해 스패방향으로 멀어질수록 플랩-피치연계에 의해 추력 및 감쇄는 증가하며, 플랩 고유진동수는 1/rev이하로 떨어진다. 반면 피치 고유진동수는 약간의 변화가 발생하며, 래그 진동수는 영향이 없다.

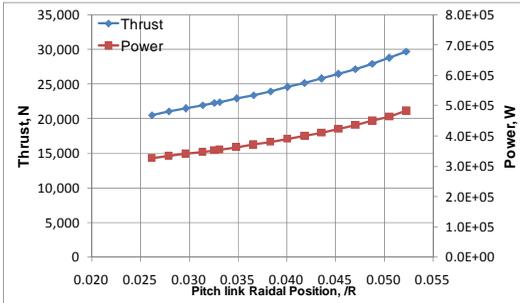


Figure 7 Rotor Thrust and Power(Spanwise)

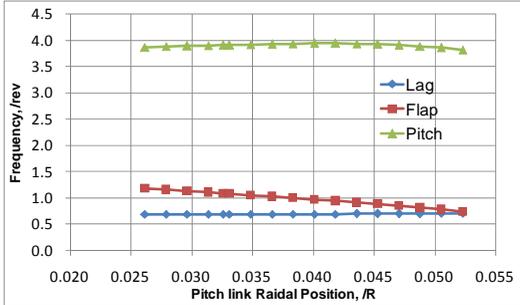


Figure 8 Lag, Flap, Pitch Frequency(Spanwise)

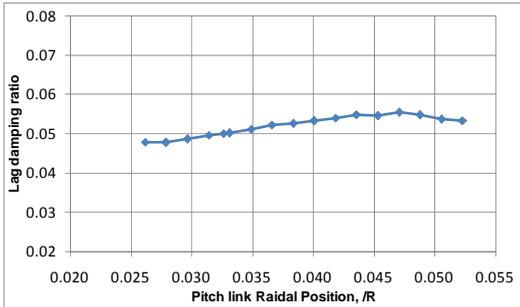


Figure 9 Rotor Lag Mode Damping(Spanwise)
(3) 피치링크의 코드방향 장착위치 영향성

Figure 10-12는 수직으로 장착된 피치링크가 코드 방향으로 장착위치가 변할 때 추력 및 파워, 고유진동수 및 감쇄를 보여주고 있다. 본 경우는 피치링크가 블레이드의 뒤전방향(+)과 앞전방향(-)에 장착되었을 시 결과를 함께 표시하였다. 기본형상이 놓인 위치인 뒤전방향에 피치링크가 놓인 경우 시위방향으로 멀어질수록 추력 및 파워는 증가하나, 면내감쇄

는 감소하여 안정성을 해치는 경향이다. 또한 피치 고유진동수는 상당히 변화하는데 시위방향으로 멀어질수록 고유진동수는 증가한다. 플랩 및 래그모드 고유진동수는 상대적으로 변화가 미비하다. 앞전에 피치링크가 놓인 경우는 감쇄를 제외하고는 추력, 파워, 진동수가 뒤전과 대칭인 경향을 보인다. 반면 감쇄의 경우는 래그-피치 연계에 의해 뒤전에 놓인 경우의 감쇄수준이 앞전에 놓인 경우보다 상당히 높다. 또한 뒤전 경우는 시위방향으로 멀어질수록 감쇄는 감소하나, 앞전의 경우는 반대로 멀어질수록 감쇄는 증가한다.

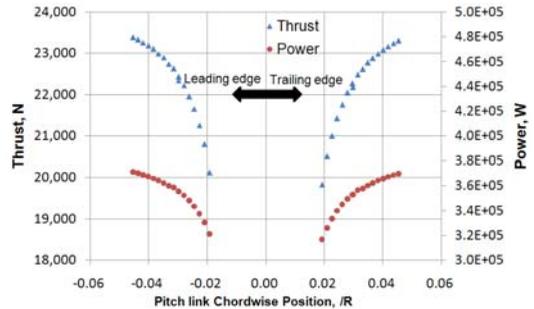


Figure 10 Rotor Thrust and Power(Chordwise)

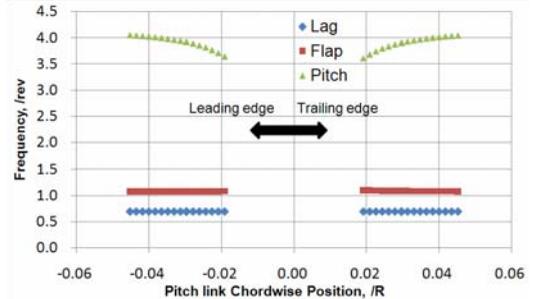


Figure 11 Lag, Flap, Pitch Frequency(Chordwise)

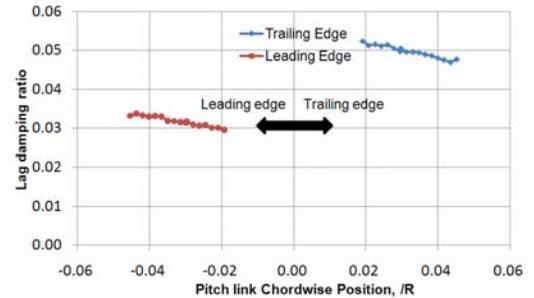


Figure 12 Rotor Lag Mode Damping(Chordwise)

(4) 피치링크 경사각 영향성

Figure 13-15는 피치링크가 피치혼과 스와쉬플레이트와 연결시 경사각을 이루면서 장착된 경우에 대한

것으로 경사각이 증가할수록 추력은 감소하며, 고유진동수는 변화가 미비하다. 다만 면내 감쇄는 상당히 변화가 심하여 기준형상에 비해 경사각이 +15인 경우 2% 낮으며, -15도인 경우는 추가적으로 3%까지 증가한다. 이는 래그-피치 연계에 의해 피치운동이 래그 모드의 안정성에 영향을 미치게 된다.

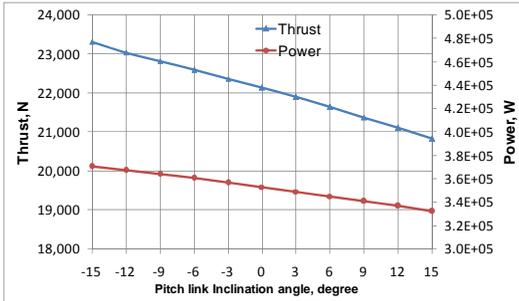


Figure 13 Rotor Thrust and Power (Inclination effect)

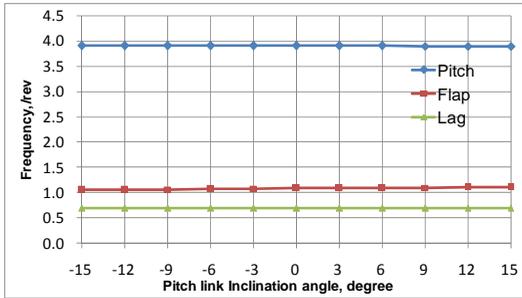


Figure 14 Lag, Flap, Pitch Frequency (Inclination effect)

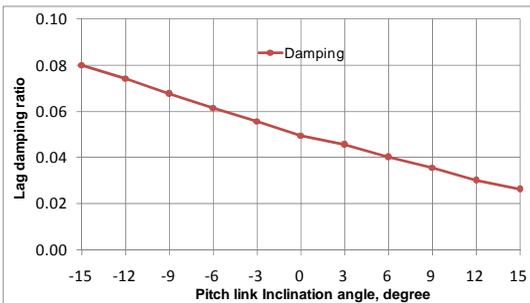


Figure 15 Rotor Lag Mode Damping (Inclination effect)

3. 결 론

본 논문에서는 BMR 설계를 위해 허브 파라미터 중 피치링크가 로터의 안정성을 포함한 동특성에 미치는 영향을 살펴보았다. 동특성 해석을 위해 로터

의 기본 형상을 정의한 후 기본 형상에 대해 고유진동수 및 댐핑을 해석하여 플랩 모드, 래그 모드, 피치 모드의 고유진동수가 BMR에서 요구되는 진동수 영역내에 있고, 댐핑도 충분히 확보되는지를 확인하였다. 피치링크의 스펜방향 위치는 허브센터로부터 멀어질수록 추력은 상당히 증가하였으며, 면내감쇄의 증가는 작으며, 플랩 고유진동수는 감소하였다. 피치링크 코드방향 장착위치는 면내감쇄에 많은 영향을 주었으며, 특히 뒤진, 코드방향 안쪽에 있을 때 안정성은 증대된다. 또한 코드방향 장착위치는 피치모드의 고유진동수에 영향을 미치는데 안쪽에 장착된 경우는 고유진동수가 상당히 감소하는 경향을 보였다. 피치링크 경사각 효과는 면내 감쇄에 상당한 영향을 주는데 피치링크와 스와쉬플레이트 연결이 블레이드와 떨어진 경우는 안정성 증대에 상당한 효과가 있었다. 피치링크 및 조종시스템의 설계시 이러한 고려를 하면 로터의 안정성 증대에 효과가 있을 것으로 판단한다.

후 기

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

참 고 문 헌

- (1) Helmut Huber, 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) 기영중, 윤철용, 김승호, 2011, "무베어링 헬리콥터 로터의 구조 하중 해석," 2011년 추계 항공우주학회 학술대회.
- (4) Johnson, W., 1980, Helicopter Theory, Princeton University Press, New Jersey.
- (5) Dawson, S., 1983, "An Experimental Investigation on the Stability of a Bearingless Model Rotor in Hover," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 28, No. 4.