

## 헬리콥터 로터깃의 진동해석 및 원심력 강도해석

이중엽 · 황호연  
항공우주공학과

### <요 약>

개념 및 기본설계 과정에서 필요한 헬리콥터 로터깃의 진동해석 및 원심력 강도해석이 수행되었다. 구조물은 보(beam) 형태의 유한 요소로 모델링 하였으며 먼저 회전하지 않는 로터깃 모델의 진동해석에 관한 연구를 수행하여 진동실험값과 비교할 수 있는 기틀을 마련하였다. 경계조건의 불확실성을 고려하여 로터근(root) 부분의 강성을 변화시켜 진동해석을 수행하는 민감도 해석도 병행하였다. 또한 로터깃 자체가 회전하는 물체이므로 특정 회전수에서 구조물이 원심력에 견딜 수 있는지를 분석하는 원심력 강도해석을 수행하였다. 해석 소프트웨어로는 MSC NASTRAN for Windows를 사용하였다.

## Vibration and Centrifugal Strength Analyses of Helicopter Rotor Blades

J. Y. Lee · H. Y. Hwang  
Dept. of Aerospace Engineering

### <Abstract>

Vibration analyses and centrifugal strength analyses of rotor blades were performed that are necessary in conceptual and preliminary design phases of the helicopter design. Beam type finite elements were used for the structural modeling and first, vibration analyses of non-rotating blades were accomplished for the basis of comparison with the vibration test data. Sensitivity vibration analyses that change stiffness parameters at the blade root were also performed in favor of counting uncertain boundary conditions. Since rotor blades are rotating objects, to check the capability of standing centrifugal forces at the specific rotating speed, axial strength analyses were also

performed. MSC/NASTRAN for Windows software was used for these analyses.

## 1. 서론

진동해석은 모달(modal) 해석을 통해 고유진동수(natural frequency)와 모드형상(mode shapes)을 구하는 과정이다. 본 연구에서는 헬리콥터 로터깃(rotor blade)의 진동해석 및 원심력 강도해석이 수행되었다. 또한 추후에 진행될 실험에 대비하여 로터 근(root) 부분의 강성(stiffness)을 변화시켜 가면서 고유진동수의 변화를 살펴보는 민감도(sensitivity)해석이 추가 되었고 실험에서 나올 주파수응답함수(Frequency Response Function)를 해석적으로 구하였다. 진동해석을 통한 진동감소는 모든 항공기 구조물의 설계시에 초기부터 고려하는 사항이며 특히 헬리콥터 로터깃의 설계에서는 공탄성(aeroelasticity) 해석의 기초가 되며 피로 수명과 더불어 가장 중요한 설계 변수가 된다.

최근의 헬리콥터 로터깃은 피로 수명과 손상 허용 특성이 뛰어나고 복잡한 형상을 가진 익형(airfoil) 제작이 용이하여 공력(aerodynamics) 설계가 쉬운 복합재를 이용하여 만들어 지며 본 연구에서도 이러한 복합재 로터깃의 진동해석을 수행하였다. 로터깃의 강성 데이터는 강성데이터를 구하는 별도의 프로그램에서 구한 데이터를 그대로 사용하였다.

로터깃은 얇고 긴 구조물이므로 통상적으로 탄성을 가진 보(beam) 형태로 모델링 된다. 본 연구에서도 보 형태의 유한 요소로 로터깃을 모델링 하였으며, 회전시 원심력 강도 해석에는 축방향의 강성을 받을 수 있는 대(rod) 형태의 유한 요소로 모델링 하였다. 진동해석 및 동적거동 해석에서는 로터근 부분이 강체에 고정된 외팔보로 가정되어 해석되었으나, 실제 구조물은 어느 정도 유연성을 가지고 다른 구조물에 연결되기 때문에 이를 고려하여 로터근 부분에 선형 및 회전 스프링을 추가하여 모델링한 후 민감도(sensitivity) 진동해석을 수행하였다. 해석 프로그램은 MSC/NASTRAN for Windows를 사용하였다.

## 2. 해석 절차

### 2.1 구조 모델링

개념설계 과정에서 수행될 정강도 시험, whirl tower시험 및 피로시험을 위하여 제작예정인 1/5크기의 로터깃을 본 연구의 기본 모델로 사용하였다. 이와 같은 구조물은 동적 해석을 위해 주로 보(beam) 형태의 구조물로 모델링이 된다. 복합재 로터깃의 진동해석을 수행하기 위해서는 각 단면에서의 강성(EI)값, 질량 분포, Fly 각도, 무게 중심, 전단력 중심 등 각 소재에 대한 물성치 계산이 요구된다.

해석에 사용된 로터깃은 VR-12와 VR-15의 두 익형(airfoil)으로 구성되어 있으며 두 익형사이 및 로터근(root) 부분에서 익형이 완전히 성장하는 부분까지는 선형적인 변화를 가정하였다. 로터근 부분 중 허브(hub)와의 연결부분은 일반적인 스프링 요소로 연결이 된다. 이 연결부분의 강성은 진동 특성에 많은 영향을 주며, 경험 및 실험치가 없는 단계에서는 강체에 가까운 스프링 계수를 사용한다. 해석에 사용된 구조 모델의 설계 재원을 표1과 그림 1-1에 나타내었다. 또한 사용된 익형을 그림 1-2와 그림 1-3에, 로터깃의 개략도를 그림 1-4에 나타내었다.

표 1 설계 재원

Items	Full Scale	1/5 Scale
Rotor Dia(m)	11.0	2.2
chord(mm)	320.0	64.0
Solidity	0.074	0.074
Airfoil	VR-12, 15	VR-12, 15
Mass(kg)	37.7	about 0.3
RPM	383.4	1917.0

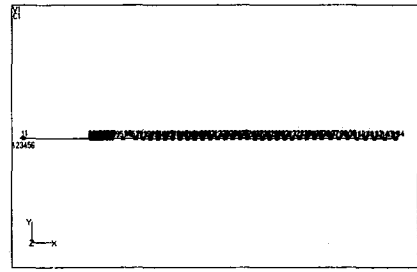


그림 1-1. 로터깃의 유한요소 모델

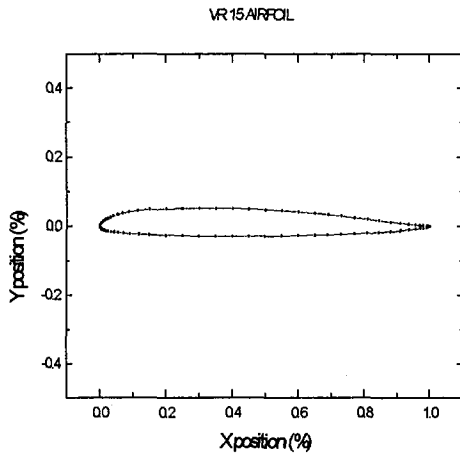


그림 1-2. VR-12 Airfoil 단면

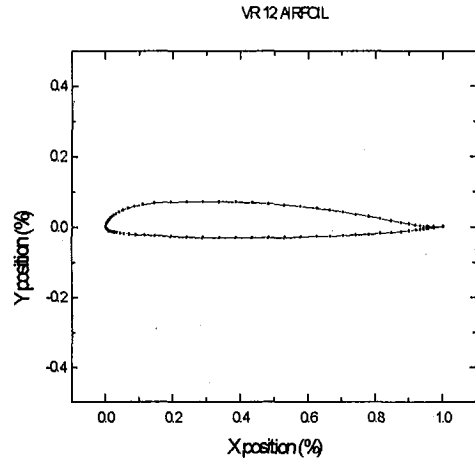


그림 1-3. VR-15 Airfoil 단면

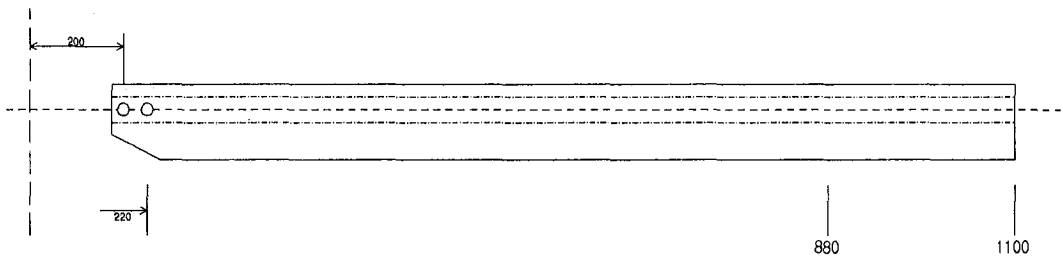


그림 1-4. 로터깃의 개략도

## 2.2 진동 해석

그림 1과 같이 로터깃은 약 40개의 보 요소로 나누어져 있으며 정확한 물성치가 없는 허브(hub)부분은 강체로 가정하여 모델링 하였다. 로터근(root)부분에서 익형(airfoil)이 완전히 성장하는 부분사이의 단면의 기하학적 모양 변화가 심하지만 복합재 전체의 강성값은 선형적으로 변한다고 가정하여 계산하였다. 주로 관심을 가지는 고유진동수는 낮은 주파수 영역의 2,3개의 모드이므로 플래핑(flapping)과 리드래그(lead-lag) 모드를 각각 7개, 3개를 포함하는 10번째 모드까지 수행하였다. 또한 실험에서 직접 구해지는 주파수응답함수를 미리 예측하기 위하여 유한요소 모델의 진동해석으로 부터 주파수응답함수를 구하였다.

고유치 해석 방법으로는 Lanczos 방법을 사용하였으며 구해진 모드는 앞으로 행하여질 공탄성 해석 및 제어 등에 사용된다. 비틀림 강성(GJ)은 계산하기가 복잡하고 실험에서도 구해지기 어려워 본 연구의 기본 목적 중에 하나인 실험값과의 비교가 어렵기 때문에 본 연구에서는 생략하였다.

## 2.3 원심력 강도해석

로터깃은 항상 회전운동 하에 놓이기 때문에 주어진 회전수에서 구조적 손상 없이 운행할 수 있는가는 중요한 문제이다. 원심력 강도 해석은 여러 가지 상황에 대하여 고려하여야 하지만 여기서는 비행에서 가장 많은 부분을 차지하는 순항시의 회전수에 대해서만 해석하였다. 해석 모델은 역시 그림1과 같고, 순항시 회전수는 383(RPM)정도이나 1/5크기의 모델이므로 1917(RPM)에서 해석하였다. 일반적으로 보(beam) 형태의 구조물은 축방향의 힘을 해석하기에 적합하지 않으므로 축방향의 인장 및 압축을 받을 수 있는 대(rod) 형태의 구조물로 모델링하였다. 원심력 강도 해석으로 축방향 변위(displacement), 축방향 힘(axial force) 및 응력(stress)을 구하였다.

## 2.4 로터근(root) 부분의 경계조건 변화에 따른 민감도 해석

로터깃은 허브를 통하여 회전축과 연결된다. 허브는 아주 강한 강성을 가진 재료로 제작되며 헬리콥터 설계에서 가장 중요한 부분이다. 개념설계 과정에서는 알려진 자료가 없을 경우 강체에 가까운 강성을 가지도록 모델링한다. 로터깃은 이 허브에 연결되며 이 때 연결 부분은 어느 정도의 유연성(flexibility)을 가지게 된다. 이 연결 부분은 진동해석시 경계조건으로 작용하며 이 경계조건은 고유진동수의 변화에 큰 영향을 미친다. 경계조건의 변화에 대한 고유진동수의 민감도 해석은 그림 2와 같이 2개의 선형스프링(axial spring)과 3개의 원형스프링(torsional spring)으로 모델링하여 근 부분에 부착한 후 진행하였다.

먼저, 원형스프링의 강성값을 고정시키고 선형스프링의 강성값을 감소시키면서 해석을 수행하였고 이후 원형스프링의 강성값을 감소시키면서 반복 수행하였다. 해석결과를 스프링 강성값의 변화에 대한 플래핑 첫 번째, 두 번째 모드와 리드래깅 첫 번째 모드의 고유진동수 변화로 정리하였다.

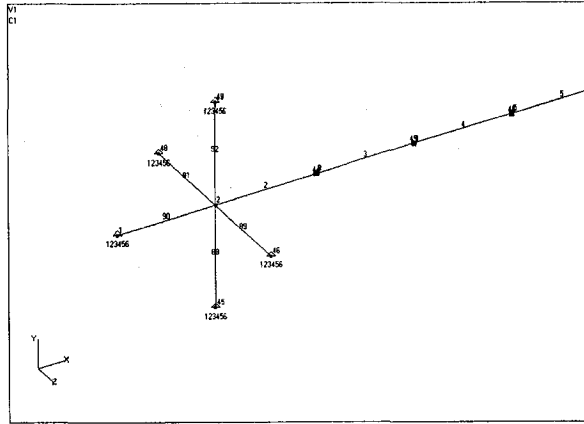


그림 2 로터근(Root) 부분의 경계조건 해석 모델

### 3. 해석 결과 및 검토

#### 3.1 진동 해석 결과

로터깃 하나에 대해 10번째 모드까지 해석을 수행하였다. 각 모드의 특성을 정리하여 고유진동수와 함께 APPENDIX A에 나타내었다. 모드의 특성은 가장 두드러진 진동 형태를 기준으로 표현하였다. 대표적인 진동 모드형태를 APPENDIX B에 나타내었다. 로터깃 단면해석에서 나온 굽힘 강성(EI)의 변화에 따른 각 모드의 고유진동수 변화를 그림 3에 나타내었고 이를 백분율로 표시하여 그림 4에 나타내었다.

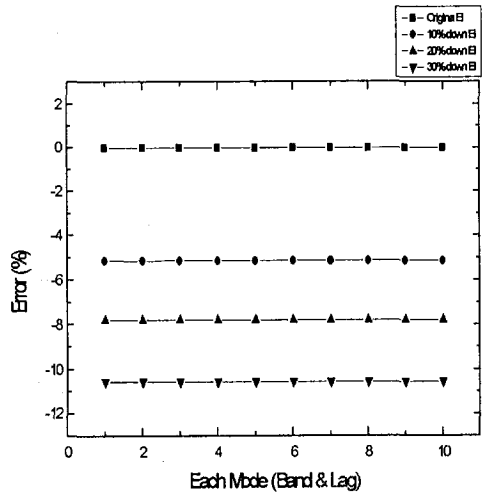
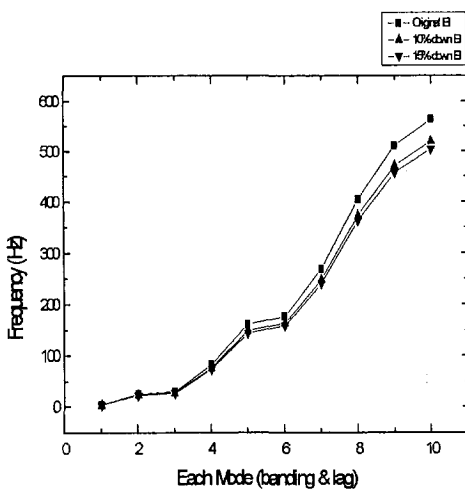


그림 3. 굽힘강성의 변화에 대한 고유진동수 변화 그림 4. 굽힘강성의 감소에 따른 진동수 변화의 백분율

다음으로 위에서 구한 고유진동수와 모드형태를 이용하여 구한 주파수응답함수(Frequency Response Function)를 그림 5와 6에 나타내었다. 그림 5는 굽힘(bending) 방향으로 1축 가속도계를 설치하였을 때 얻을 수 있는 응답함수이고, 그림 6은 래깅(lagging) 방향으로 가속도계를 부착했을 경우 구해지는 응답함수이다. 여기서 구조물의 감쇠계수는 0.03으로 가정하였고 10개 모드가 포함되는 590(Hz)의 주파수 영역까지만 고찰하였다.

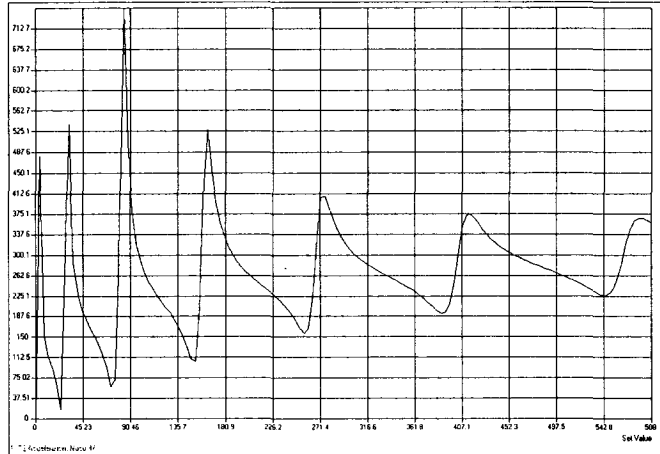


그림 5. 굽힘 방향의 주파수응답함수

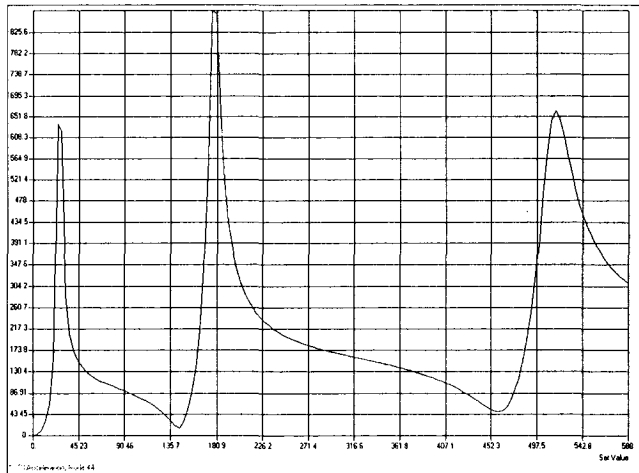


그림 6. 래깅 방향의 주파수응답함수

### 3.2 원심력 강도 해석 결과

순항 속도인 1917(RPM)에서의 변위, 축방향 힘, 응력해석이 수행되었다. 로터깃의 위치

에 대한 축방향 힘의 변화를 그림 7에 나타내었다. 원심력이 가해지므로 로터근 부분에 가장 큰 힘이 가해지고 끝부분으로 갈수록 감소하는 것을 알 수 있다.

로터근 부분에 가해지는 힘이 8500(Newton)정도이므로 허브 및 연결부분은 이 정도의 힘에 견딜 수 있는 강성을 지녀야한다. 그림 8에는 원심력하에서의 변형된 변위를 나타내었다. 로터근 부분은 강체로 모델링 하였기 때문에 변위가 거의 없으며, 끝부분으로 갈수록 증가함을 보여준다.

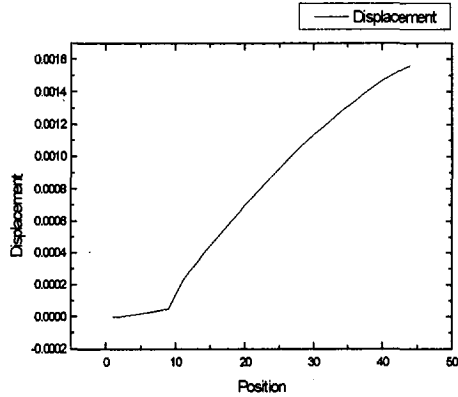
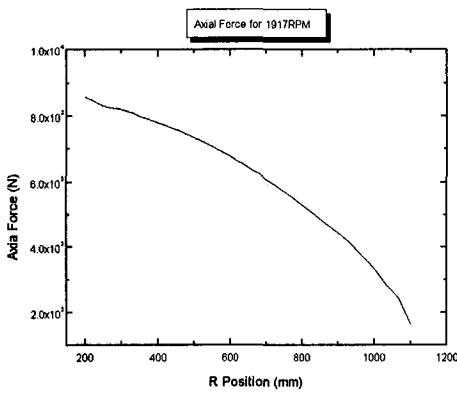


그림 7. 원심력에 의한 축방향 힘의 변화

그림 8. 원심력에 의한 변위의 변화

허브로부터 시작하여 로터깃의 단면 익형이 완전히 성장할 때까지의 중간 부분은 구조적인 취약성 및 단면의 불규칙적 변화를 지니고 있다. 때문에 허브로부터 익형이 완전히 성장한 부분까지 일정한 영역에 걸쳐 더블러(doubler)라는 보강재를 사용하여 강성을 높여준다.

그림 9에는 원심력하에서의 로터깃의 위치에 따른 응력 변화를 나타내었다. 앞부분의 급격한 변화를 나타내는 곳은 허브와 로터깃의 중간부분이며 이 영역은 다른 해석적 방법을 통하여 따로 해석하여야 정확한 값을 얻을 수 있다. 그림 10은 그림 9의 결과로부터 얻은 응력함수를 앞부분을 무시하고 curve fitting한 것이다. 항공기의 날개나 로터깃은 일반적으로 그림 10과 같이 응력곡선을 연장하여 전체의 응력을 예측한다. 그림 10에 따르면 허브는 적어도 14(MPa)의 응력을 견딜 수 있도록 설계하여야하여야 함을 알 수 있다. 해석에 사용된 모델의 각 위치에 대한 로터깃 축방향의 변위, 원심력 및 응력 해석 결과를 APPENDIX C에 나타내었다.

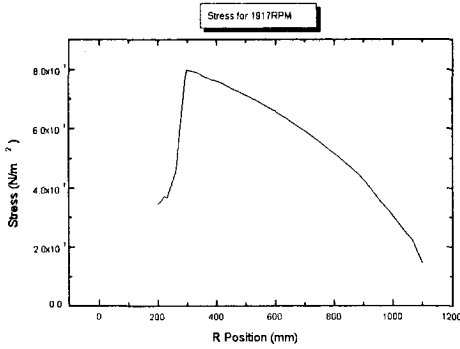


그림 9. 원심력에 의한 응력 변화

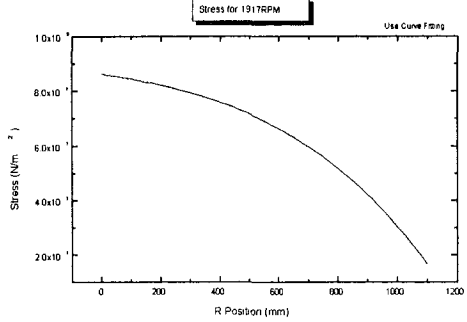


그림 10. 원심력에 의한 응력 변화 예측

### 3.3 로터근의 경계 조건 해석 결과

개념설계 단계를 거쳐 1/5크기의 로터깃이 제작되면 whirl tower 시험 및 피로 시험이 수행되며 이때에는 유한요소 모델에서 가정한 강체와의 연결부분에 대한 정확한 강성 자료가 필요하게 된다. 따라서 해석적 방법을 통하여 로터근의 경계 강성 조건의 변화에 따른 고유진동수 변화 해석을 수행하였다. 로터근을 강체로 가정했을 때의 해석자료를 근거로 강체에 가까운 스프링계수로 출발하여 그 값을 감소시키면서 해석을 수행하였다. 그림 11, 12, 13에 각각 첫 번째 플레핑 모드, 두 번째 플레핑 모드 그리고 첫 번째 리드래깅 모드에 대한 경계 조건 민감도 해석결과를 나타내었다. 무한대에서 0의 값으로 변하는 강성 변화에서 강성 변화의 일정 구간에서 고유진동수가 급격하게 변하는 것을 알 수 있다. 일반적으로 위의 해석 결과를 바탕으로 실제 로터깃 모델링에서는 강체를 가정하였을 때를 기준으로 고유진동수가 감소하기 시작하는 순간(1~3%)의 강성값을 취하게 되며 이 값이 실제 로터깃이 허브에 연결되어 있는 강성이다.

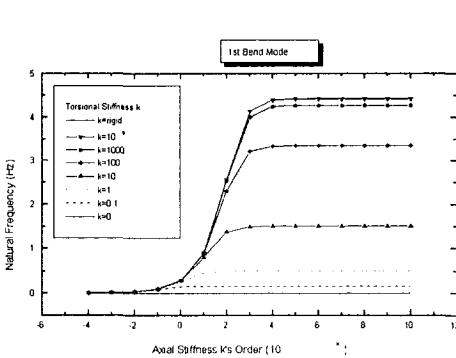


그림 11. 첫 번째 플레핑 모드의 고유진동수 변화

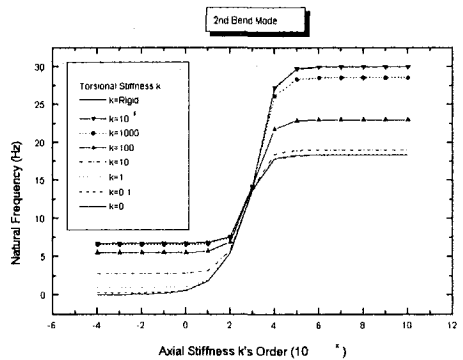


그림 12. 두 번째 플레핑 모드의 고유진동수 변화



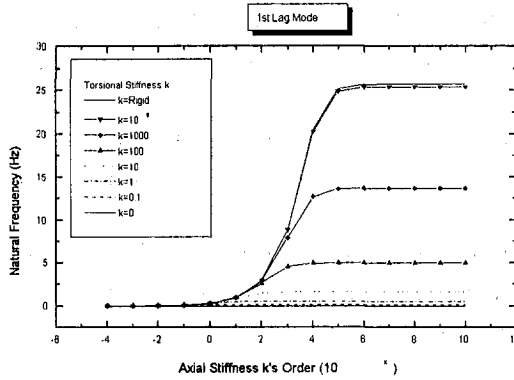


그림 13. 첫 번째 래깅모드의 고유진동수 변화

### 4. 결론

헬리콥터를 구성하는 부품 중 가장 중요한 요소의 하나인 로터깃의 진동 해석과 동적거동 해석 및 회전을 고려한 원심력 강도 해석을 본 연구에서 수행하였다. 해석결과를 기존 상용되고 있는 헬기 로터깃의 해석 결과와 비교할 때 만족스러운 결과였다. 그러나 본 연구는 로터깃 설계/해석에 필요한 개념설계 단계에 필요한 기초 연구로서 앞으로 진동실험 값을 이용한 유한요소 모델의 수정, 기타 설계 변수들을 고려한 최적화 설계, 공기력을 고려한 공탄성 해석 등 많은 연구가 병행되어야 한다.

### 후 기

이 논문은 1997학년도 울산대학교 학술조성비(대학원활성화 특별연구비)에 의하여 연구 되었으며 이에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. 황호연, 김승호, "중형항공기 구조물의 진동 및 플러터 해석", 제4회 항공기 개발기술 심포지움, 국방과학연구소, 1996
2. Rehfield, L. W., "Design Analysis Methodology for Composite Rotor Blades," presented at seventh DoD/NASA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, 17-20 June 1985, Denver, CO.
3. Weller, W. H., and Davis, M. W., "A Modal-based Procedure for Efficiently Predicting Low Vibration Rotor Designs," Journal of the American Helicopter

Society, p.62-73, Jan 1993.

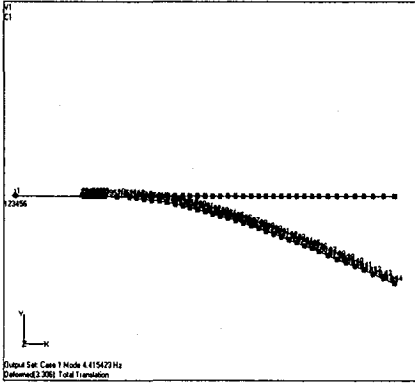
4. Cesnik, C. E. S., and Hodges, D. W., "VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling," Journal of the American Helicopter Society, p.27-38, Jan 1997.
5. Walsh, J. L., Bingham, G. J., and Riley, M. F., "Optimization Methods Applied to the Aerodynamic Design of Helicopter Rotor Blades," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 3 (4), Oct 1987.
6. Cesnik, E. S. Cesnik, Hodges, D. H., and Sutyryn, V. G., "Cross-Sectional Analysis of Composite Beams Including Large Initial Twist and Curvature Effects," AIAA Journal, Vol. 34, No. 9, Sept 1996.

## APPENDIX A

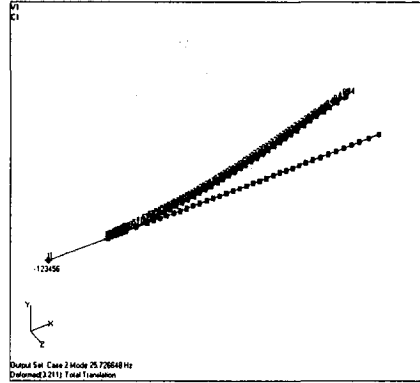
표 A.1 로터깃 진동 해석을 통한 고유 진동수

No.	Mode characterization	Frequency (Hz)
1	1st Bending	4.415
2	1st Lagging	25.73
3	2nd Bending	30.03
4	3rd Bending	83.21
5	4th Bending	161.1
6	2nd Lagging	177.1
7	5th Bending	269.2
8	6th Bending	405.4
9	3rd Lagging	511.7
10	7th Bending	564.1

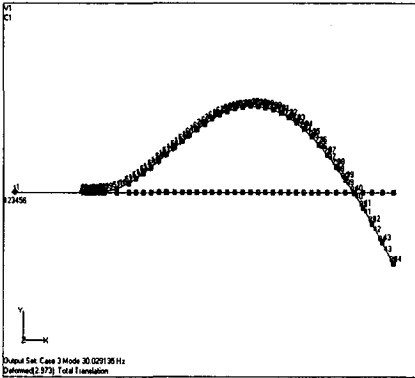
### APPENDIX B



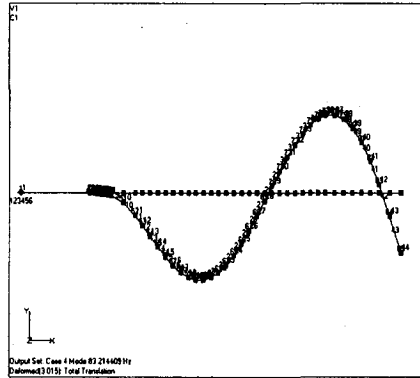
1st bending mode, 4.415Hz



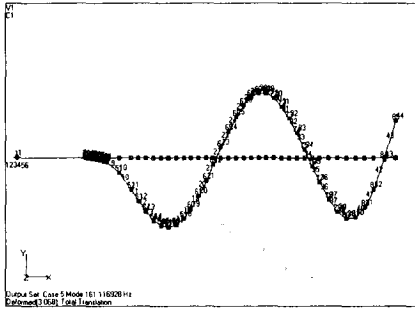
1st lagging mode, 25.73Hz



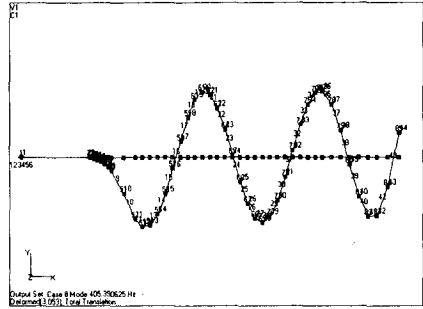
3rd bending mode 83.21Hz



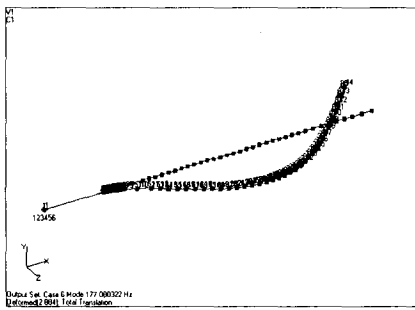
2nd bending mode, 30.03Hz



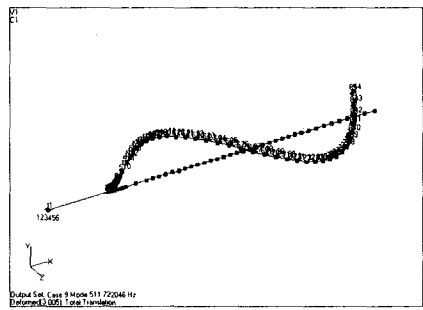
4th bending mode, 161.1Hz



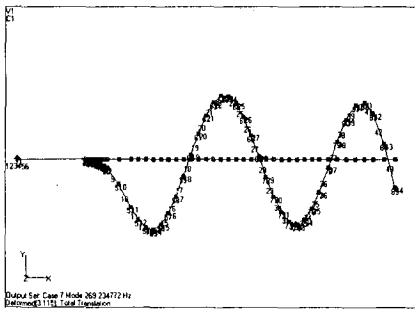
6th bending mode, 405.4Hz



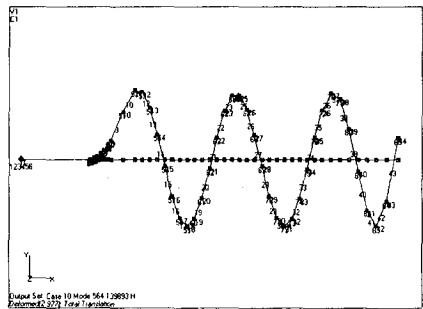
2nd lagging mode, 171.1Hz



3rd lagging mode, 511.7Hz



5th bending mode, 269.2Hz



7th bending mode, 564.1Hz

**APPENDIX C**

TABLE C.1 로터깃 축방향의 변위, 원심력 및 응력

위치( mm )	변위( mm)	Force (N)	Stress ( $N/m^2$ )
189.5-200	6.99526E-06	8577.66	34643220
200-210	1.3627E-05	8526.729	35811550
210-220	2.02192E-05	8477.188	37245990
220-230	2.74618E-05	8427.255	36864630
230-240	3.54704E-05	8370.232	39482230
240-250	4.44626E-05	8315.218	42533080
250-260	5.47489E-05	8262.576	46185450
260-295	0.000143972	8212.682	80045620
295-330	0.000232009	8103.51	78981580
330-352	0.000286512	7981.386	77791280
352-374	0.000340456	7899.507	76993250
374-396	0.000393807	7812.512	76145340
396-418	0.000446528	7720.398	75247540
418-440	0.000498585	7623.167	74299870
440-462	0.000549943	7520.819	73302330
462-484	0.000600568	7413.354	72254900
484-506	0.000650423	7300.77	71157600
506-528	0.000699475	7183.07	70010420
528-550	0.000747689	7060.252	68813370
550-572	0.000795028	6932.316	67566430
572-594	0.000841459	6799.263	66269620
594-616	0.000886946	6661.093	64922930
616-638	0.000931455	6517.806	63526370
638-660	0.000974951	6369.4	62079920
660-682	0.001017398	6215.878	60583600
682-704	0.001058762	6057.238	59037410
704-726	0.001099007	5893.481	57441340
726-748	0.001138099	5724.606	55795380
748-770	0.001176004	5550.614	54099550
770-792	0.001212685	5371.505	52353850
792-814	0.001248108	5187.278	50558260
814-836	0.001282238	4997.934	48712800
836-858	0.00131504	4803.472	46817460
858-880	0.001346479	4603.893	44872250
880-906	0.001381786	4399.196	42097570
906-932	0.001414766	4129.851	38814390
932-958	0.001445223	3831.33	35377000
958-984	0.001473241	3524.48	32543680
984-1010	0.001498486	3179.8	29226100
1010-1036	0.001520843	2819.582	25796720
1036-1067	0.001543936	2443.452	22273940
1067-1100	0.001560083	1612.18	14629590