

〈論 文〉

무인헬리콥터 로터 블레이드의 구조적 진동특성 분석 및 시험에 관한 연구

Study on the Analysis of Structural Dynamic Characteristics and Modal Test
of Unmanned Helicopter Rotor Blades

정경렬*·이종범**·한성호***·최길봉****

Kyung Ryul Chung, Jong Bum Lee, Sung Ho Han and Gil Bong Choi

〈1995년 3월 6일 접수; 1995년 5월 29일 심사완료〉

Key Words: Rotor Blade(로터 블레이드), Blade Radius(블레이드 반경), Blade Chord(블레이드 코드), Fiber Angle(섬유의 적층각), Twisted Angle(비틀림각), Dynamic Characteristics(동 특성), Flapping Mode Shape(플래핑 모드), Lead-Lag Mode Shape(리드 랙 모드), Feathering Mode Shape(페더링 모드)

ABSTRACT

In this paper, the three-dimensional finite element model is established to investigate the structural dynamic characteristics of rotor blade using a finite element analysis. Six natural frequencies and mode shapes are calculated by computer simulation. The first three flapping modal frequencies, the first two lead-lag modal frequencies, and the first feathering modal frequency are validated through comparison with the modal test results of the fixed rotor blade. The computer simulation results are found in good agreement with experimentally measured natural frequencies. The important results are obtained as follows: (1) Natural frequencies are changed due to the variation of rotational speed and fiber angle of rotor blade, (2) Weak coupling between flapping mode shape and lead-lag mode shape are detected, (3) Centrifugal force has more effect on flapping modal frequency than lead-lag modal frequency.

1. 서 론

항공산업은 부가가치가 크고 정밀가공, 신소재 응용, 시스템 설계 및 제어 등의 산업구조 고도화를

선도하는 산업으로서 2천년대의 전략산업으로 집중 육성해야만하는 첨단산업이라는 점은 아무리 강조해도 지나치지 않다.

최근의 세계 항공기시장은 아시아 태평양 지역을 중심으로 민항기시장이 확대되어 가고 있고, 선진국의 개발비용에 대한 위험부담의 감소와 후발국의 공동 참여를 통해서 시장을 확보함은 물론 생산비용을 절감하는 것을 목적으로 국제공동개발사업이 활발히 전개되고 있다. 국내 관련업체에서도 이와같은 국제적인 추세에 부응하여 중형항공기 개발프로젝트를

*생산기술연구원 생산시스템개발센터 수석연구원

**생산기술연구원 생산시스템개발센터 연구원

***대우중공업 우주항공연구소 책임연구원

****대우중공업 우주항공연구소 주임연구원

위시하여 다양한 사업의 추진을 서두르고 있지만, 국내 항공 산업의 여건을 고려해 볼 때, 산업체 단독으로 개발하는 것은 인력, 예산, 기술 등의 측면에서 적지 않은 문제가 따른다. 따라서 통상 산업부에서는, 보다 효율적인 기술개발 추진을 위해 산업체, 학교 및 정부 출연 연구소의 산·학·연 협동 연구 체제를 통한 다목적용 무인 헬리콥터의 개발을 지원하게 되었다^(1~3).

본 논문은, 추진 중인 기술개발 내용 중 로터 블레이드의 구조적 진동 특성 분석에 대한 결과를 정리한 것이다. 지금까지 이와 관련된 연구로는 A. V. Srinivasan, D. G. Cutts⁽⁴⁾ 등과 D. Ludwig⁽⁵⁾의 로터 블레이드의 정확한 공탄성 해석을 위하여 축방향으로 질량, Airfoil 및 단면 특성이 균일한 모델에 대한 해석적 모델 및 진공상태에서의 실험을 통한 로터 블레이드의 동적 거동을 파악한 것이 있으며, Olivier A. Bauchau 및 Chang-Hee Hong⁽⁶⁾은 로터 블레이드의 정·동적 특성의 해석을 위해 기하학적으로 비선형인 로터 블레이드를 선형화하여 유한요소 모델을 수립하였으며, 이를 이용하여 로터 블레이드의 정·동적 거동을 파악하였다. 또한 F.OCH⁽⁷⁾는 복합 재료로 이루어진 로터 블레이드의 정확한 설계 데이터를 제시하기 위해 로터 블레이드에 작용하는 각종 외력에 대한 정특성 실험을 수행하였다. 그러나 이와 관련하여 발표된 국내 연구 실적은 매우 미미한 실정이다. 참고 문헌 (8)에서는 회전하는 외팔보의 동적 특성을 파악하기 위하여 가상 모드 해석법을 이용, 회전하는 외팔보의 플랩 방향의 굽힘 진동 특성을 분석하였지만, 이 경우 회전하는 외팔보의 축방향 진동 특성과의 연성 효과는 무시되었고, 또한 단면의 형상 및 재질이 일정하다고 가정하여 해석하였다.

본 논문에서는, 무인 헬리콥터의 각 서브 시스템 중에서 동적 특성이 매우 중요한 로터 블레이드의 구조적 진동 특성 분석을 위해 3 차원 유한요소 모델을 완성하여 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 로터 블레이드의 동적 특성을 가장 특징적으로 나타내는 고유 진동수와 고유 진동 모드를 구하였다. 컴퓨터 시뮬레이션 결과의 타당성을 검증하기 위해서, 실제 개발된 로터 블레이드의 시제품을 이용하여 로터 블레이드의 모드 시험(modal test)을 수행하고, 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 구조 해석 결과와 비교하였다.

타당성이 검증된 유한요소 모델을 이용하여, 로터 블레이드의 대부분을 구성하고 있는 섬유 강화 복합 재료(fiber reinforced composite materials)의 적층

각(fiber angle)의 변화에 대한 로터 블레이드의 진동 특성의 변화를 관찰하였다. 또한 헬리콥터는 운행 시 필요한 추진력, 양력 및 방향 전환 등의 운동 조정을 모두 로터 블레이드의 작동에 의존하고, 로터 블레이드의 진동 특성은 헬리콥터 전체의 진동 특성에 지대한 영향을 미치기 때문에 로터 블레이드의 회전 시 진동 특성은 매우 중요하다. 따라서, 본 논문에서는 로터 블레이드의 회전 시의 진동 특성을 파악하기 위하여 회전 상황을 가정하여 회전 수(rotational speed) 변화에 대한 로터 블레이드의 고유 진동수의 변화를 파악하였다.

2. 유한요소 모델링

로터 블레이드의 구조적 진동 특성 해석을 위해 본 논문에서는, 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 구조 해석 전/후 처리 장치(post-/pre-processor)인 유한요소 모델링 패키지(finite element modeling package)로 Altair/Finite Applications사의 HyperMesh(Ver. 1.40e)를 이용하였으며, 컴퓨터 시뮬레이션을 위한 유한요소 해석 전용 패키지로는 슈퍼 컴퓨터(CRAY C-90 YMP)에 탑재되어 있는 MacNeal-Schwendler Corporation사의 NASTRAN(Ver. 67.7)을 활용하였다.

본 논문에서 해석 및 시험 대상으로 하고 있는 블레이드의 제원은 Table 1에 나타나 있으며, Fig. 1에서는 로터 블레이드의 단면을 보여준다. 여기서 r

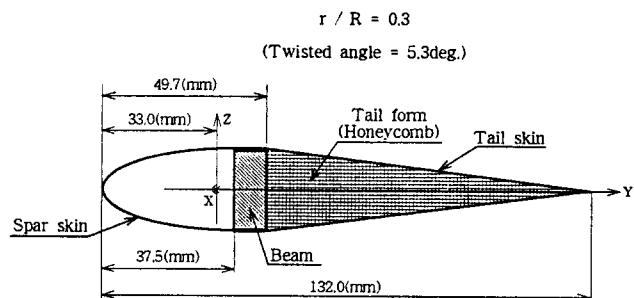


Fig. 1 Rotor blade cross section, r/R is 0.3

Table 1 General characteristics of the rotor blade

R(Rotor radius)	2.4(m)
Max. blade chord	0.0132(m)
Min. blade chord	0.0076(m)
100% rpm	600(rpm)
Airfoil section	NACA23015

은 로터 블레이드의 회전 중심축으로 부터 임의단면 까지의 반경이며, Fig. 1에서 볼 수 있듯이 로터 블레이드는 크게 다음과 같이 분류되어진다. 첫째는, 로터 블레이드의 회전시 로터 블레이드의 상단부에 수직방향($-z$)으로 작용하는 공력(airload)과 축(x) 방향으로 발생하는 원심력(centrifugal force) 및 비틀림하중등의 대부분을 담당하는 부분인 Beam 및 Beam을 감싸고 있는 Spar skin, 둘째는 로터 블레이드에 작용하는 외력과는 큰 관계는 없지만 성형에 영향을 주는 Tail form, Tail form을 감싸고 있는 Tail skin 등으로 구성되어 있다. Fig. 2에서 보면 알 수 있듯이 로터 블레이드는 축(x)방향으로 임의의 비틀림각(twisted angle)을 가지면서, 전체적으로 꼬여있는 형상을 하고 있다. 또한 Fig. 3에서는 로터 블레이드의 Chord가 축방향(x)으로 감소하는

것을 보여주고 있다^(1~3).

빔 및 Tail form은 3차원 솔리드 브릭 요소(3D solid brick element)를 이용하였으며, Tail skin 및 Spar skin은 섬유강화 복합재료를 이용하여 제작되었기 때문에, 이에 해당되는 n 개의 층(Fiber & Matrix)을 갖는 4절점 사변형 셀요소(4-node quadrilateral shell element)를 이용하여 모델링하였다. Tail skin은 HFG # 823/Epoxy 1겹과 HFG CV125NS 2겹로 이루어져 있고, Spar skin은 HFG #823/Epoxy의 18겹으로 이루어진 부분($r/R=0.16 \sim r/R=0.25$)과 7겹으로 이루어진 부분($r/R=0.25 \sim r/R=1.0$)으로 구성되어진다. Fig. 4에서는 3개의 층을 갖는 Tail skin의 적층각(θ) 및 적층형태를 보여주고 있는데, Spar skin의 경우도 동일한 적층 형태를 하고 있다^(8~10). Hyper Mesh를 이용하여 완

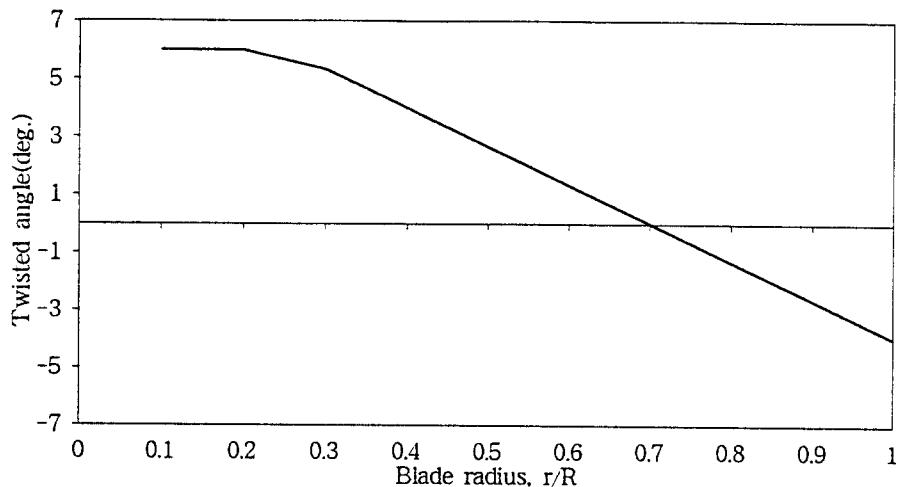


Fig. 2 Twisted angle distribution of rotor blade

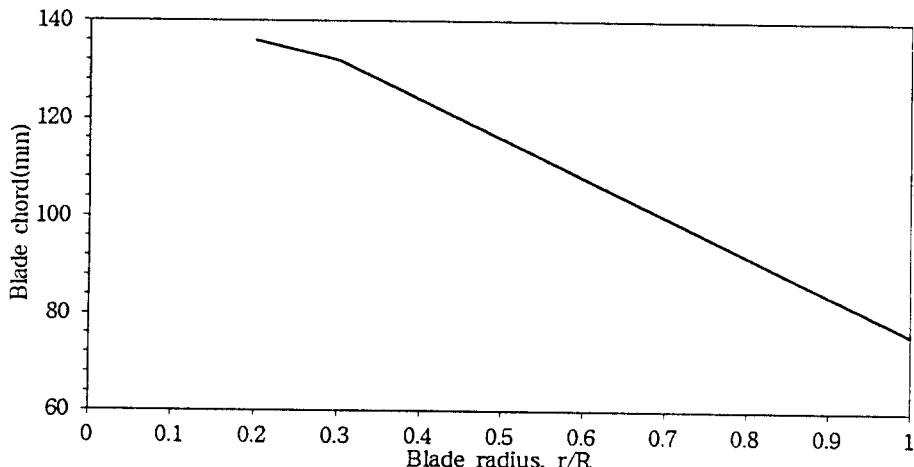


Fig. 3 Blade chord distribution of rotor blade

성한 로터 블레이드의 유한요소모델은 Fig. 5에서 볼 수 있으며, Table 2, Table 3, Table 4 및 Table 5에서는 로터 블레이드의 각 부분에 대한 재질의 물성치가 기술되어 있다.

3. 해석 및 시험결과

로터 블레이드의 정지상태 및 회전시의 진동특성을 파악하기 위하여, 경계조건(constraints condi-

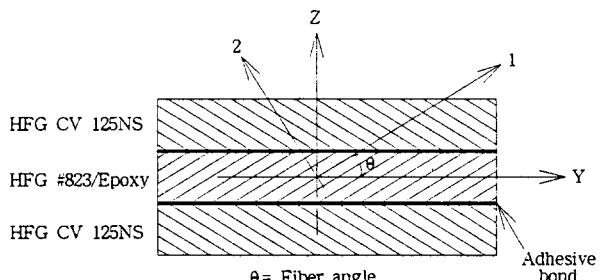


Fig. 4 Lamination structure of n-fiber composite materials of tail skin

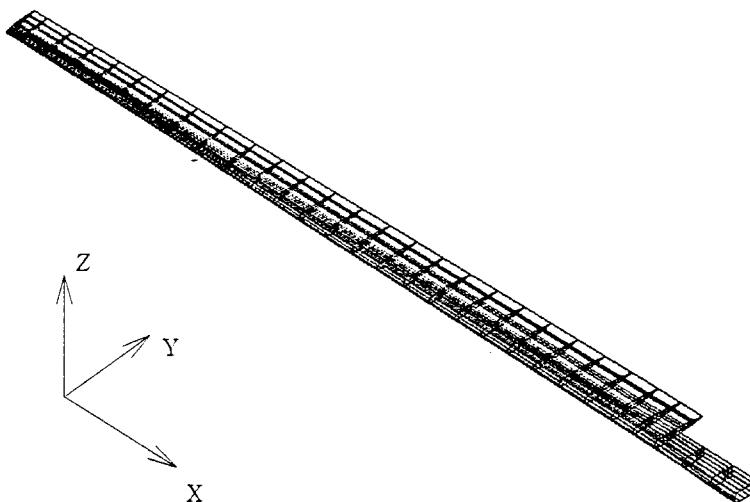


Fig. 5 Finite element model of rotor blade

Table 2 The mechanical properties and the physical dimensions of HFG #823/Epoxy(glass fiber fabric)

Label	Definition	Value(Unit)
E_{11}	Young's modulus in fiber direction	$28.8 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
E_{22}	Young's modulus in transverse direction	$33.7 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
G_{12}	Shear Modulus of elasticity	$17.3 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
ν	Poisson's ratio	0.17
ρ	Mass density	$1970(\text{kg}/\text{m}^3)$
t	Ply thickness	$1.0 \times 10^{-4}(\text{m})$

Table 3 The mechanical properties and Physical dimensions of HFG CV125NS(fiber carbon UD)

Label	Definition	Value(Unit)
E_{11}	Young's modulus in fiber direction	$124.0 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
E_{22}	Young's modulus in transverse direction	$8.3 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
G_{12}	Shear modulus of elasticity	$10.3 \times 10^9(\text{N}/\text{m}^2)$
ν	Poisson's ratio	0.28
ρ	Mass density	$1590(\text{kg}/\text{m}^3)$
t	Ply thickness	$2.0 \times 10^{-4}(\text{m})$ $1.3 \times 10^{-4}(\text{m})$

Table 4 The Mechanical Properties of tail form(Rohacell 71WF)

Label	definition	Value(Unit)
E	Young's modulus	$75.0 \times 10^9 (\text{N}/\text{m}^2)$
G	Shear modulus of elasticity	$26.8 \times 10^9 (\text{N}/\text{m}^2)$
ν	Poisson's ratio	0.4
ρ	Mass density	75.0 (kg/m^3)

Table 5 The mechanical properties of beam(Wood)

Label	Definition	Value(Unit)
E	Young's modulus	$11.0 \times 10^9 (\text{N}/\text{m}^2)$
ρ	Mass density	640.0 (kg/m^3)

tion)을 로터 블레이드가 로터 허브(rotor hub)에 부착된 상태와 유사하도록 로터 블레이드의 뿌리부분을 고정하였다. 본 연구에서는 로터 블레이드의 구조적인 진동특성 분석에 대해서만 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 따라서 공기저항은 무시하였고, 추후 플러터(flutter) 해석 및 시험관련 연구가 계속될 예정이다. 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 구조해석 결과의 타당성을 검증하기 위하여 모드시험을 수행, 구조해석결과와의 비교 및 분석으로 작성된 유한요소 모델을 수정하였다. 수정된 로터 블레이드의 3차

원 유한요소모델을 이용하여 로터 블레이드의 Spar skin 및 Tail skin을 구성하고 있는 섬유강화 복합재료의 적층각(θ)변화 [$\theta^\circ / -\theta^\circ / \theta^\circ / -\theta^\circ / \theta^\circ \dots$, $\theta = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$] 및 회전수 변화에 대한 로터 블레이드의 진동특성의 변화를 관찰하였다.

3.1 정지상태에서의 진동특성해석

정지상태에서의 로터 블레이드의 진동특성을 파악하기 위하여 본 논문에서는, 앞서 언급한 로터 블레이드의 경계조건을 이용하여 로터 블레이드의 진동

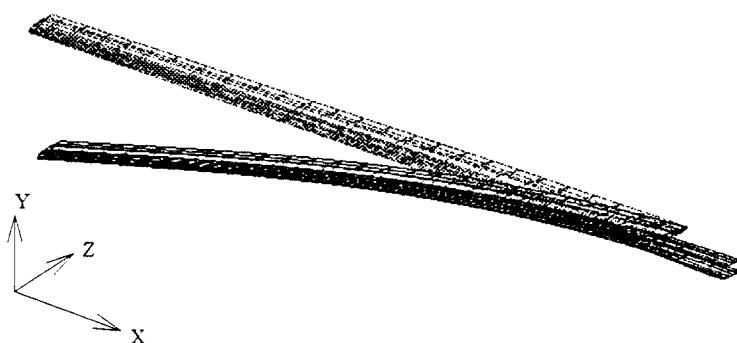


Fig. 6 1st flapping mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(4.8 Hz)

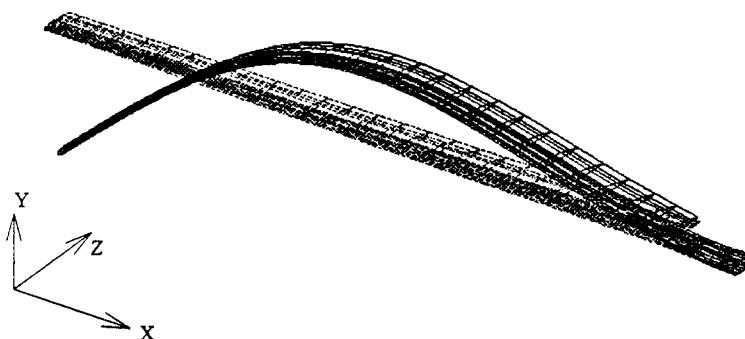


Fig. 7 2nd flapping mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(24.1 Hz)

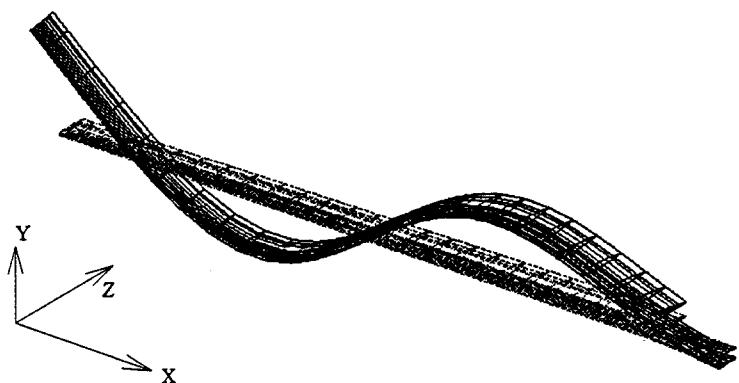


Fig. 8 3rd flapping mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(61.5 Hz)

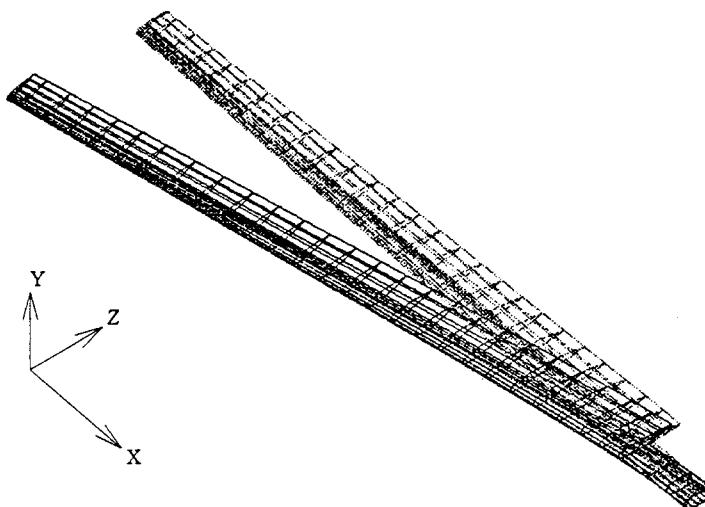


Fig. 9 1st Lead-lag mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(12.1 Hz)

특성을 파악하였다. 로터 블레이드의 Spar skin 및 Tail skin을 구성하고 있는 섬유강화 복합재료의 섬유의 적층각(θ)은 로터 블레이드의 축(x) 방향과 동일한 0°로 하였으며, 해석결과로 Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10 및 Fig. 11과 같은 고유진동수(natural frequency)와 진동모드(mode shape)를 얻었다.

Fig. 6, Fig. 7 및 Fig. 8에서는 설계된 로터 블레이드의 1차, 2차 및 3차 플래핑모드(flapping mode)를 볼 수 있는데, 플래핑모드는 외팔보(cantilever-beam)와 유사한 굽힘모드(bending mode)의 형상을 보여주고 있다. 1차 및 2차 리드랙모드(lead-lag mode)는 수평방향(y)으로 흔들리는 모드로서 Fig. 9, Fig. 10에 나타나 있다. 그리고, Fig. 11에서 볼 수 있듯이 로터 블레이드가 뒤틀리는 모드, 즉, 1차 페더링모드(feathering mode)가 나타나는 것을 확인

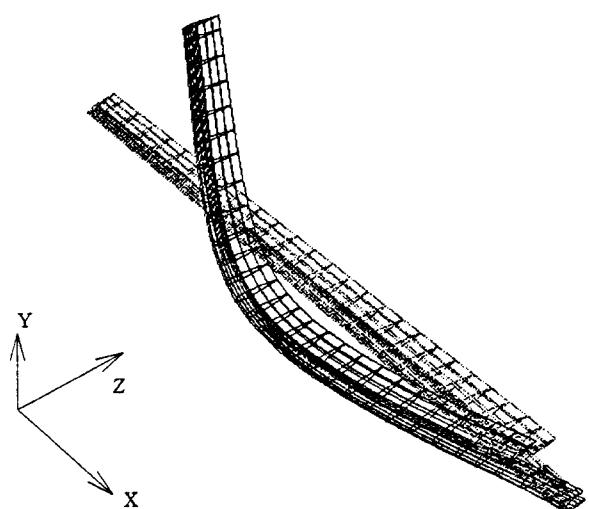


Fig. 10 2nd Lead-lag mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(87.1 Hz)

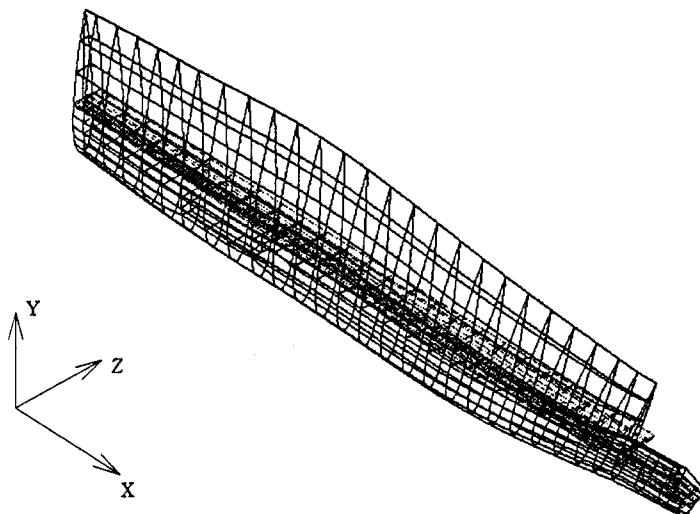


Fig. 11 1st Feathering mode shape of rotor blade calculated by using computer simulation(132.0 Hz)

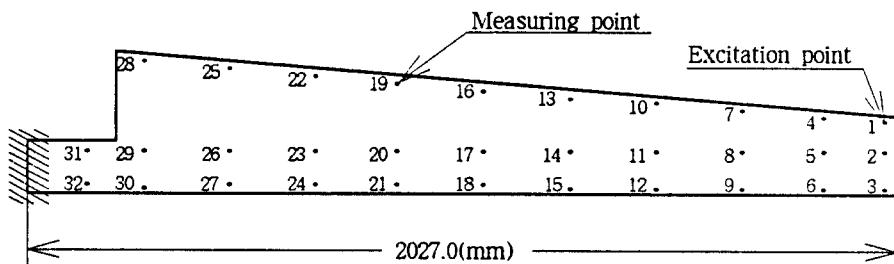


Fig. 12 Excitation point and Measuring points of the rotor blade for modal test

하였다. 또한 플래핑모드, 리드랙모드 및 페더링모드가 독립적으로 나타나는 것이 아니라 미소하지만 연성(coupling)되어 나타나는 것을 확인하였다.

3.2 모드시험결과

본 논문에서는 로터 블레이드에 대한 모드시험(modal test)을 수행하고, 컴퓨터 시뮬레이션으로 구한 로터 블레이드의 진동특성 해석결과와의 비교·분석을 통하여 유한요소모델 및 구조해석결과의 타당성을 검증하고자 한다. 로터 블레이드에 대한 모드시험을 위한 가진점(excitation point)과 측정점(measuring points)은 Fig. 12에서 보여준다. 모드시험에서 사용한 가속도계, 충격가진망치 및 전치증폭기를 PCB piezotronics 사의 모델 303A03, 086B03, 480D06을 이용하였으며, 주파수분석기(FFT analyzer)는 2채널의 A&D사의 AD3525모델을 이용하였다.

주파수분석기를 통하여 얻은 가진점 1과 측정점 3 사이의 주파수 응답함수는 Fig. 13에서 볼 수 있듯

이 4.5 Hz, 13.5 Hz, 22.0 Hz, 56.0 Hz, 90.5 Hz 및 107.5 Hz에서 피크값을 갖는데, 이것은 로터 블레이드의 고유진동수를 나타낸다. Table 6에서 컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 얻은 로터 블레이드의 고유진동수와, 모드시험을 통하여 구한 고유진동수를 비

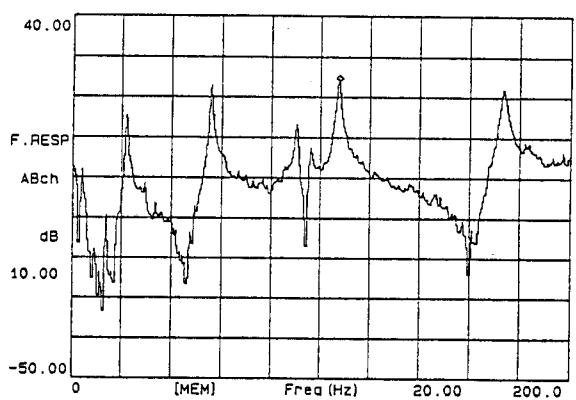


Fig. 13 Frequency response function between excitation point 1 and measuring point 3

Table 6 Natural frequencies of rotor blade by calculated by computer simulation and experiment

Mode	Natural frequencies(Hz)	
	by computer simulation	by experiment
1	4.8	4.5
2	12.1	13.5
3	24.1	22.0
4	61.5	56.0
5	87.1	90.5
6	132.0	107.5

교하여 보여준다.

유한요소모델을 이용한 진동특성해석에는 로터 블레이드의 경계조건에 대한 모델링이 모드시험에서의 경계조건과 차이가 있을 수 있다. 즉, 로터 블레이드 뿌리부분의 비틀림으로 인하여 모드시험에서는 모든 부위를 고르게 고정할 수 없는데 반하여, 유한요소모델에서는 절점을 경계조건으로 하기 때문에 로터 블레이드 뿌리부분의 일정한 고정을 모델링 할 수 있다. 이러한 이유로 인하여 컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 얻은 로터 블레이드의 고유진동수와 모드시험에서 구한 고유진동수에는 차이가 있다.

따라서 본 논문에서는, 이러한 고유진동수의 차이를 제거하기 위하여 로터 블레이드의 뿌리부분에 대한 경계조건 및 재질의 물성치등을 변경하였으며, 이를 통하여 로터 블레이드의 수정된 유한요소모델을 완성하였다. 이것으로 로터 블레이드의 Spar skin 및 Tail skin을 구성하고 있는 섬유강화 복합재

료의 적층각 및 로터 블레이드의 회전수 변화에 대한 진동특성의 변화를 관찰하였다.

3.3 섬유의 적층각 증가에 따른 진동특성 변화
 블레이드의 Spar skin 및 Tail skin을 구성하고 있는 섬유강화 복합재료의 섬유의 적층각(θ)을 증가시키면서, 로터 블레이드의 검증된 유한요소모델을 이용하여 로터 블레이드의 진동특성의 변화를 관찰하였다. Fig. 14에서 볼 수 있듯이 1차, 2차 및 3차 플래핑모드의 고유진동수는 섬유의 적층각(θ)이 증가하여도 거의 변화가 없는 것으로 나타났다. 그러나, 1차, 2차 리드랙모드 및 1차 페더링모드의 고유진동수는 섬유의 적층각(θ)이 증가함에 따라 플래핑모드의 고유진동수에 비해 상대적으로 크게 감소하는 경향을 보이는 것으로 나타났다. 이는, 섬유의 적층각(θ)이 증가함에 따라 로터 블레이드 축방향과 직교하는 수평방향(y)의 하중에 대한 강도가 감소하기 때문인 것으로 추정된다.

3.4 회전수 변화에 따른 진동특성 변화

헬리콥터는 운행시 필요한 추진력, 양력을 얻거나 방향전환에 필요한 조치가 모두 로터 블레이드의 작동에 의존하고, 로터 블레이드의 진동특성은 헬리콥터 전체의 진동특성에 지대한 영향을 미치기 때문에 로터 블레이드의 회전시 진동특성은 매우 중요하다. 따라서, 회전시 로터 블레이드의 진동특성을 파악하기 위해서 가상으로 회전상황을 만들어서 로터 블레이드의 회전상태에서의 진동특성을 관찰해 보았다. 로터 블레이드의 회전시의 진동특성을 규명하기 위

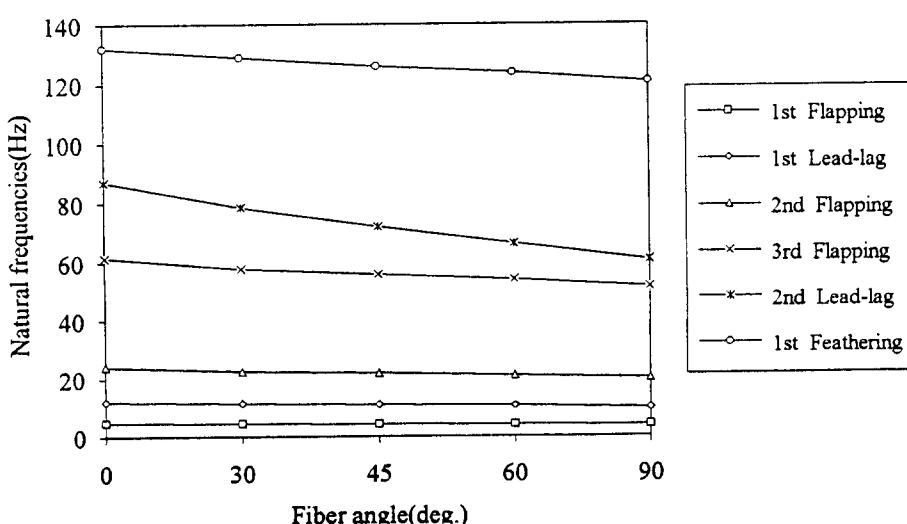


Fig. 14 Effect of fiber angle change on the modal frequencies of rotor blade calculated by using computer simulation

하여 로터 블레이드를 Fig. 15와 같이 모델링하였으며, NASTRAN의 정적하중조건의 각속도 항이 삽입되는 회전력모듈(RFORCE module)을 이용하여 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다⁽¹³⁾. 본 논문에서는, 로터 블레이드의 운용회전수가 600(rpm)으로서 상대적으로 저속이며 로터 블레이드의 강성이 매우 크기 때문에 코리올리 힘(Coriolis force)의 효과는 고려하지 않았다⁽¹⁴⁾.

Fig. 16에서는 로터 블레이드의 회전수 증가에 따른 고유진동수의 변화를 보여주고 있다. Fig. 16에서 볼 수 있듯이 전반적으로 로터 블레이드의 회전수가 커지면 원심력이 증가하여 로터 블레이드의 강성이 증가되기 때문에 로터 블레이드의 고유진동수는 전반적으로 증가하는 경향이 나타난다. 특히, 1차, 2차 및 3차 플래핑모드의 고유진동수에 비해서 1, 2차 리드랙모드의 고유진동수의 변화가 적게 나타나고 있는데, 이는 플래핑모드가 원심력에 의한

영향을 상대적으로 많이 받기 때문인 것으로 추정된다^(4,8). 또한, 로터 블레이드의 1차, 2차 및 3차 플래핑모드의 고유진동수, 1차 및 2차 리드랙모드의 고유진동수와 1차 페더링모드의 고유진동수는 로터 블레이드의 운용회전수인 600(rpm)에서 $1 \times \omega_n$, $2 \times \omega_n$, $3 \times \omega_n$, $4 \times \omega_n$, $5 \times \omega_n$ 및 $6 \times \omega_n$ 성분과 일치하지 않는 것을 확인하였다.

4. 결 론

본 논문에서는, 무인 헬리콥터를 구성하는 각 서브 시스템중에서 구조상 동력학적 특성이 매우 중요한 서브 시스템, 즉 로터 블레이드에 대한 3차원 유한요소모델을 수립하였으며, 이를 이용한 로터 블레이드의 구조적 진동특성을 파악하기 위하여 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 고유진동수 및 고유진동모드를 구했다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 구한 로터 블레이드의 3차원 유한요소모델 및 진동특성 해석결과의 타당성의 검증을 위해서 모드시험을 수행하였다. 또한, 타당성이 검증된 유한요소모델을 이용하여 구조적으로 중요한 부위를 구성하고 있는 섬유강화 복합재료의 적층각 변화에 따른 로터 블레이드의 진동특성 변화를 파악하였으며, 로터 블레이드의 회전수 변화에 따른 진동특성의 변화를 관찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다. 이는 향후 플러터해석 등과 같은 로터 블레이드의 공탄성해석 등에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

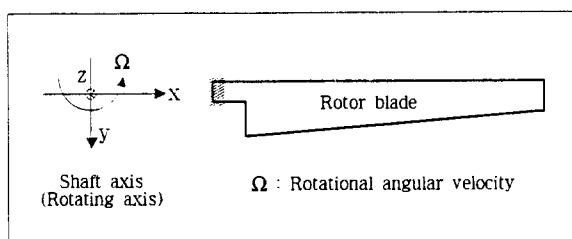


Fig. 15 Rotating model of rotor blade

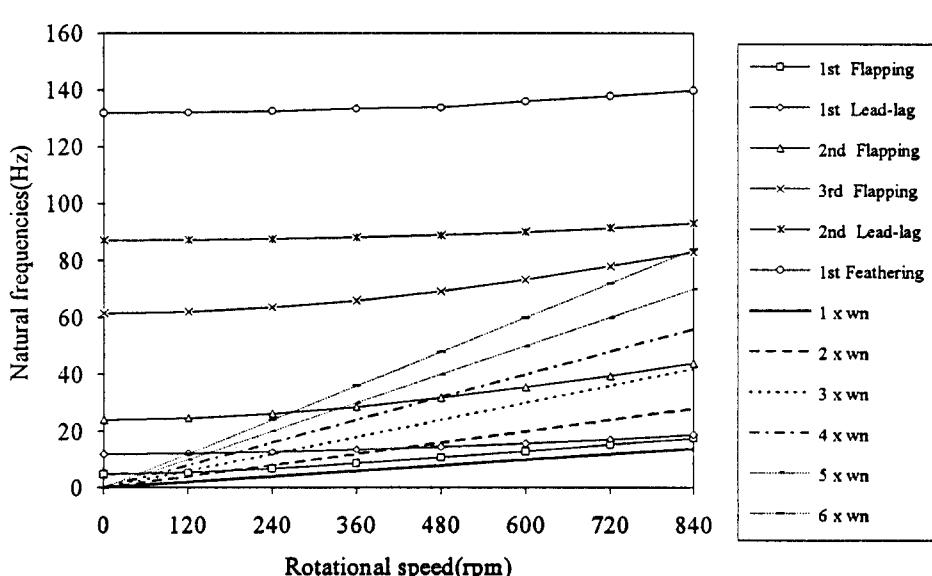


Fig. 16 Effect of rotational speed change on the modal frequencies of rotor blade calculated by using computer simulation

(1) 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 수정된 로터 블레이드의 3차원 유한요소모델의 진동특성 해석결과와 모드시험을 이용한 시제품의 고유진동수 및 고유진동모드는 1차 페더링모드를 제외하고는 잘 일치하였다. 1차 페더링모드의 고유진동수 차이는 모드시험시 로터 블레이드의 뿌리부위의 경계조건이 실제 조건과 시뮬레이션에 사용된 조건이 근접하지 않았던 것으로 추정된다.

(2) 수정된 로터 블레이드의 3차원 유한요소모델의 진동특성 해석결과, 플래핑모드, 리드랙모드 및 페더링모드가 미소하지만 연성되어 나타남을 확인하였다.

(3) 로터 블레이드의 섬유의 적층각이 증가함에 따라, 수평방향의 하중에 대한 강도가 감소되기 때문에 플래핑모드의 고유진동수에 비해 리드랙모드 및 페더링모드의 고유진동수가 상대적으로 크게 감소하는 것을 확인하였다.

(4) 로터 블레이드의 회전수가 증가함에 따라 원심력에 의한 영향을 상대적으로 많이 받는 플래핑모드의 고유진동수가 리드랙모드의 고유진동수에 비해 상대적으로 크게 증가하는 경향을 보여주었다.

후기

본 연구는 통상산업부의 공업기반기술개발사업의 일환으로 수행된 연구결과의 일부이며, 대우중공업(주) 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

- (1) 다목적 무인헬기 개발에 관한 연구, 1차년도 중간보고서, 상공자원부, 1993.
- (2) 무인헬리콥터의 구조적 정·동특성 분석 및 시험에 관한 연구(I)-1차년도 중간보고서, 생산기술

연구원, 1993.

- (3) 무인헬리콥터의 구조적 정·동특성 분석 및 시험에 관한 연구(II)-2차년도 중간보고서, 생산기술 연구원, 1995.
- (4) Srinivasan, A. V., Cutts, D. G., Shu, H. T. and Sharpe, D. L., 1990, "Structural Dynamics of Helicopter rotor Blade System," J. of the American Helicopter Society, Jan, pp. 75~85.
- (5) Ludwig, D., 1982, "Modal Characteristics of rotor Blades-Finite Element Approach and Measurement by Ground Vibration Test," Vertica, Vol. 6, pp. 203~218.
- (6) Bauchau, Olivier A. and Chang-Hee Hong, 1987, "Finite Element Approach to rotor Blade Modeling," J. of the American Helicopter Society, Jan, pp. 60~67.
- (7) OCH, F., 1982, "Ageing of Composite Rotor Blades," Vertica, Vol. 6, pp. 283~293.
- (8) 유홍희, 1994. 4, "회전외팔보의 면외방향 굽힘 진동해석," 대한기계학회 '94년도 춘계학술대회논문집(I), pp. 545~549.
- (9) Figueredo, J. L., 1990, Carbon Fibers Filaments and Composites, Kluwer Academic Publishers.
- (10) Nielsen and Lawrence E., 1974, Mechanical Properties of Polymers and Composites, Marcel Dekker, Inc.
- (11) Mallick, P. K., 1988, Fiber Reinforced Composites(Materials, Manufacturing and Design), Macel Dekker, Inc.
- (12) 항공우주용어집, 한국항공우주학회, 1991.
- (13) MSC/NASTAN67.7 Manual, MSC, 1992.
- (14) Ginsberg and Jerry H., 1977, Dynamics, John Wiley & Sons, Inc.