HDS를 통한 헬리콥터 로우터 블레이드 동적 특성 및 하중 분석기법 연구

김덕관*, 주진**

A Study on Dynamic Characteristics and Load Analysis of Helicopter Rotor Blade through HDS

Deog-Kwan Kim*, Gene Joo**

Abstract

This paper describes the analysis method about the dynamic characteristics and vibratory load through HDS(Helicopter Design Study). To analyze the dynamic characteristics of helicopter rotor blade, the natural frequencies and modes are calculated according to rotor operational speed(Ω). Generally the proximity of rotor natural frequency and N times of rotor operational speed is a dominant component to determine the helicopter vibration. Also we can predict the airframe vibration by calculating the airload of rotating blade exactly. We expect to establish the design procedure of rotor dynamics by describing the two major analysis methods necessary to rotor design.

초 록

본 논문은 HDS를 통해 헬리콥터 로우터 블레이드 동적 특성을 분석하는 기법 및 하중 분석 기법을 포함하고 있다. 헬리콥터의 진동 특성을 결정짓는 블레이드의 동적 특성을 분석하기 위해 로우터 회전속도에 따른 고유 진동수 및 고유 모드를 구하였다. 헬리콥터 로우터의 운용 회전속도(Ω)의 정수배(NΩ)와 회전하는 로우터 블레이드의 고유 진동수와 근접성을 검토함으로써 헬리콥터에 전달되는 진동을 예측할 수 있게 된다. 또한 블레이드에서 생기는 공력 하중을 정확히 예측함으로써 동체에 전달되는 진동하중을 구할 수 있게 된다. 로우터 블레이드 동역학적 설계시 필수적인 2가지 기법의 기본적인 내용을 기술함으로써 헬리콥터 설계 과정을 수립하고자 하였다.

키워드 : 로우터 동역학(rotor dynamics), 진동하중(vibratory load), 하중 예측(load prediction), 로우터 고유진동수(rotor natural frequency)

1. 서 론

HDS(Helicopter Design Study)는 Super Lynx Offset Program의 기술이전 프로그램의 일부로 수행된 헬리콥터 개념설계 프로젝트를 통칭하는 것이다. 본 연구에서 수행하고자 한 내용은 개념

* 항공사업부/ shine@kari.re.kr
** 항공사업부/ joo@kari.re.kr

설계 단계에서 자세한 계산을 수행하지 않은 부분을 보강하고 로우터 시스템 동역학적 설계 기법을 익히는 과정을 포함한다. 개념 설계된 HDS 기본 사양은 총중량 3876Kg, 로우터 지름 12m, 5-블레이드인 관절형 로우터 시스템이다. 블레이드는 BERPIII 형태와 유사하며 로우터 시스템의 동적 특성 및 하중 분석을 수행하기 위해 영국 웨스트랜드 헬리콥터사가 보유하고 있는 설계/해석용 도구인 J134, R150을 사용하였다. 먼저 J134를 이용하여 설계된 로우터 블레이드에 대한 고유 진동수 및 고유 모드를 진공상태와 정지비행 조건에서 로터 회전수에 대하여 구할 수 있다. 또한 R150를 이용하여 설계된 로우터 시스템에 대한 공기력 하중 및 진동 하중을 블레이드 운동을 고려하여 구할 수 있으며 이 진동하중을 이용하여 동체에 전달되는 하중을 예측할 수 있게 된다.

2. 로우터 시스템 동적 특성 연구

2.1 로우터 시스템 초기 설계값 계산

HDS 헬리콥터의 운용 회전수는 34.433 rad/sec(330rpm)로서 각 로우터 회전 속도별로 블레이드의 플랩, 래그 및 토션 방향의 고유 진동수를 구한다. 헬리콥터의 진동 감소 및 안정성을 증가시키기 위해서는 운용 회전수에서 각 모드별 진동수들이 고르게 분배되도록 설계되어야 한다. 먼저 HDS 로우터 블레이드에 대한 특성 중 대표적인 질량 분포 및 플랩 강성 분포를 그림 1에 제시하였다. 질량의 경우 블레이드 끝단에서 2개 부분에서 튀는 부분은 Weight Balance 효과를 고려한 것이다. HDS 블레이드를 J134 코드를 이용하여 분석한 결과 운용 회전수에서 비교적 균등하게 분포됨을 알 수 있다. 이로써 블레이드 설계 초기 단계의 값으로 충분히 사용할만 하다고 판단된다.

추후 R150 하중 결과를 분석하여 과도한 하중이 작용할 경우, J134 블레이드의 물성치를 변경함으로써 모드 형태 및 진동수를 변경시킬 수 있다. 이러한 고유 모드 및 하중 관계를 분석하여 반복적으로 계산할 필요성이 있다.

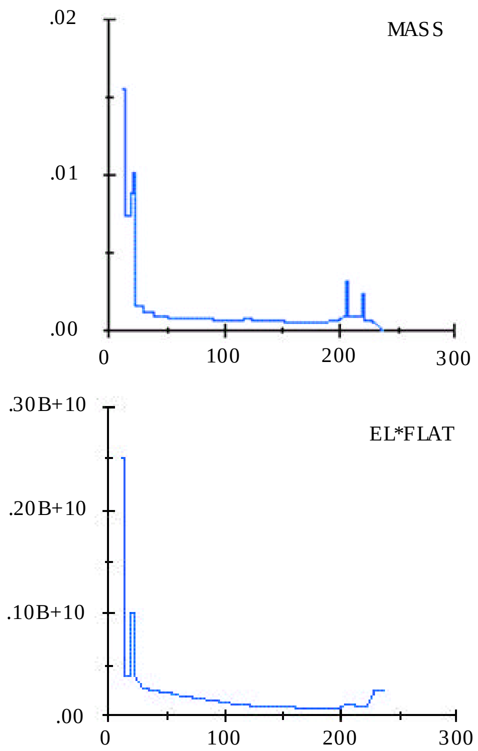


그림 1. 설계된 로터 블레이드 질량 및 플랩 강성

계산된 1차 고유진동수는 아래와 같다.

- 1차 래그 진동수=15.20 R/S = 2.42Hz = 0.442Ω
- 1차 플랩 진동수=35.75 R/S = 5.69Hz = 1.038Ω
- 1차 토션 진동수=35.75 R/S = 5.69Hz = 1.038Ω

지상공진 해석에서 중요한 값은 1차 래그 고유진동수이다. 일반적으로 관절형 로우터 시스템은 0.5Ω보다 작은 값을 갖게 되는데 HDS 로우터의 경우 1차 래그 고유진동수 값은 0.44Ω로서 초기 설정값 0.45Ω보다 약간 적다.

그러나 그림 2의 Campbell-Spoke 도표에서 보는 것처럼 운용 회전수에서 골고루 분포한 특성을 볼 때 비교적 양호한 값이며 지상공진을 방지하기 위한 댐핑 계수와 댐퍼 크기를 고려할 때 이 정도 값은 초기 설계값으로 충분하다고 판단된다.

표 1. 설계된 초기 로터 블레이드 고유진동수(Hz)

RPM	1st Lag	1st Flap	2nd Flap	2nd Lag	3rd Flap	1st Torsion
0	1.73	0.57	6.33	19.53	20.94	34.62
50	1.83	0.96	6.56	19.69	20.92	34.66
191	2.21	3.37	10.75	21.25	24.77	35.11
250	2.30	4.35	12.6	22.09	26.69	35.7
330	2.42	5.71	15.54	23.53	29.64	36.97
360	2.46	6.22	16.68	24.14	30.63	37.68

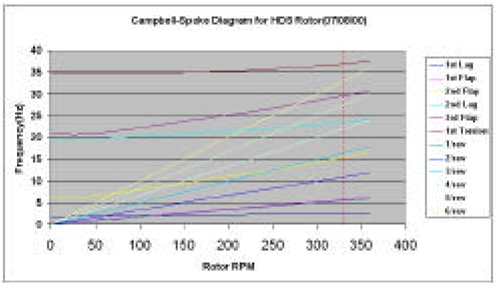


그림 2. HDS 로우터 1차 Campbell-Spoke도표

2.2 로우터 시스템 설계 변경 및 재계산

HDS 로우터 시스템은 관절형 형태지만 탄성체 베어링 및 탄성체 댐퍼(Elastomeric Damper)가 장착되었다. 특히 탄성체 댐퍼를 사용할 경우 댐핑의 역할 뿐만 아니라 강성에도 영향을 주기 때문에 이 부분에 대한 정확한 예측이 필수적이다. 로우터 시스템의 동적 특성을 좀 더 정확하게 예측하기 위해서는 정확한 댐핑값 계산 및 크기를 예측하여 해석시 고려해야 한다. 다음은 로우터 시스템에 탄성체 베어링을 적용할 경우 요구되는 댐핑값 및 댐퍼 크기를 구하는 계산법을 간단하게 기술하고자 한다.

<u>지상공진방지에 요구되는 댐핑값 계산</u>

식(1)을 이용하여 요구되는 댐핑값(ξ_L)을 계산할 수 있다.

$$\xi_Y \cdot \xi_L = \frac{1}{16}\left(\frac{\omega_y}{\omega_L}\right)^2 q^2 \quad (1)$$

여기서 ξ_Y 과 ξ_L 는 critical damping 이며

$q^2 = \frac{n\,b^2}{m_e I}$

ω_Y 는 동체 진동수

$\omega_L = \Omega - \omega_Y$

n = no of blades

b = $\int_0^R m(r)\,g(r)\,dr$

m(r) : blade mass distribution

g(r) : lag mode shape

Me = 허브에서 비행체 유효질량

I = $\int_0^R m(r)\,g(r)^2\,dr$

HDS에 대한 동체 자료와 EH101 동체를 질량과 블레이드 정보를 이용하여 축소화시킨 자료를 이용하여 댐핑값을 구하면 ξ_L = 44.4 % critical damping 값이 나오게 된다. 이 값을 이용하여 래그 강성을 구해보자

<u>래그 강성 계산</u>

주어진 댐핑값에 대한 강성 계산은 아래 식을 이용하여 구할 수 있다. 변수에 대한 설명은 참고문헌에 자세히 기술되어 있으므로 여기서 생략하겠다.

$$K_D = I\cdot\Omega^2\cdot\frac{(\gamma_\infty^2-\gamma_0^2)\cdot(\gamma^2-\gamma_0^2)}{(\gamma_\infty^2-\gamma^2)} \quad (2)$$

$$K = \frac{K_D}{l^2} \quad (3)$$

위 (2)와 (3)공식을 이용하여 앞에서 구한 댐핑값을 이용하면 K_L = 80.887 kg·m/rad. 선형강성이 나오게 된다.

위에서 구한 탄성체 댐퍼에 대한 자료를 이용하여 좀 더 정확한 로우터 블레이드 고유 진동수 및 고유 모드를 재계산 하였다. 로우터 블레이드의 고유 진동수 분포가 로우터 passing 진동수와 겹치지 않고 비교적 골고루 분포되어 있으므로 1차적으로는 진동이 상대적으로 적다라고 할 수 있으며 진동에 대한 좀 더 자세한 해석 및 분석

은 3장에 기술하고자 한다. 아래 그림 3은 재계산된 로우터 블레이드에 대한 Spoke 도표이다.

본 계산과정에서 지상공진 해석을 통해 계산된 댐핑량에 따라 댐퍼 크기를 정했으며 또한 탄성 계수도 정하여 고유 진동수 및 고유 모드 해석을 수행하였다. 고유 모드 형태를 통해서 구조적 연성(Coupling) 효과를 예측할 수 있는데 1차 플랩 모드 및 1차 래그 모드 형태에서 토션 모드와의 연성 효과(coupling effect)의 양을 추정할 수 있다.

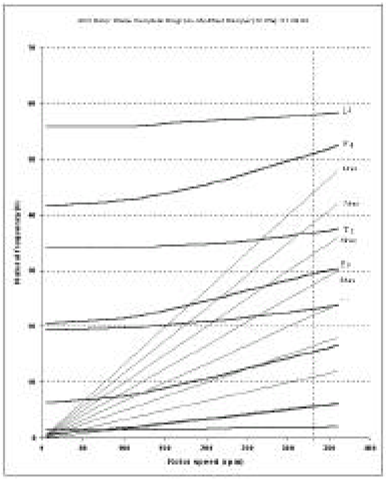


그림 3. 로우터 블레이드 2차 Spoke 도표

HDS 로우터 블레이드 경우 1차 래그 모드시 피치-래그 연성 효과 크기는 $\tan\alpha_2$ = 0.0423로서 기존의 Lynx(0.044)보다 작은 값을 갖으며 피치-래그 안정성을 확보하였다고 예측할 수 있었다. 또한 HDS 로우터 블레이드 경우 1차 플랩 모드시 피치-플랩 연성 효과 크기는 $\tan\delta_3$ = 0.235 로서 비교적 적은 연성 효과를 가지고 있다고 할 수 있다. 로우터 블레이드의 고유 진동수 및 고유 모드를 분석함으로써 연성 효과의 크기도 예측 가능하며 다음 장에 기술될 블레이드에 작용하는 하중 계산에도 중요하게 쓰이게 된다.

HDS 로우터 블레이드는 Campbell-Spoke Diagram을 분석해보면 비교적 균일하게 N/rev 사이에 고유 진동수가 분포됨을 알 수 있는데 이는 상대적으로 블레이드에 전달되는 진동 하중의 크기가 작을 수 있다는 예측을 할 수 있다.

3. 로우터 시스템 하중분석

헬리콥터에서 로우터 시스템 설계 및 해석을 수행할 때 블레이드의 동적 특성을 정확하게 해석하여 이를 바탕으로 정확한 하중을 분석하는 것이 무엇보다 중요하다. 본 장에서는 R150라는 하중해석 코드를 사용하여 설계된 로우터 시스템에 대한 진동하중 및 한계하중을 구하는 과정을 소개하고 허브 하중이 동체에 전달되어 조종석에서 느끼는 진동 크기를 예측하였다.

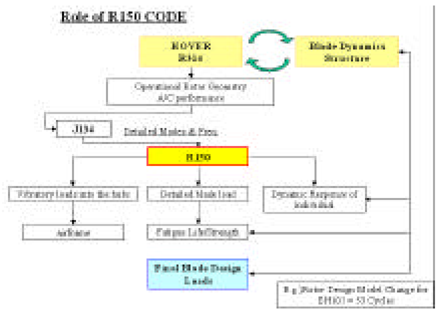


그림 4. 공력하중 계산 코드(R150)의 기능

먼저 Westland사의 R150 코드를 사용하여 블레이드에 작용하는 진동 하중과 한계 하중을 구함으로써 블레이드의 피로 설계 해석 및 강도 해석에 사용하게 되고 나아가 동체 전달 진동의 크기를 예측할 수 있다. 앞에 2장에서 구한 블레이드 고유 모드는 공력 하중을 계산할 때 사용하게 되는데 일반적으로 공력 하중 계산에는 8개 모드(4개 플랩 3개 래그, 1개 토션)를 고려하는 것으로써 충분히 동역학적 효과를 반영하는 것이 일반적인 개념으로 알려져 있다. 따라서 본 해석에서도 8가지 모드만 고려하여 하중해석에 적용하였다. 여기서 동체 자료는 Lynx 동체를 장착하여 해석을 수행하였다. 다음 그림은 R150 코드의 기능에 대하여 간략하게 그림으로 제시하였다.

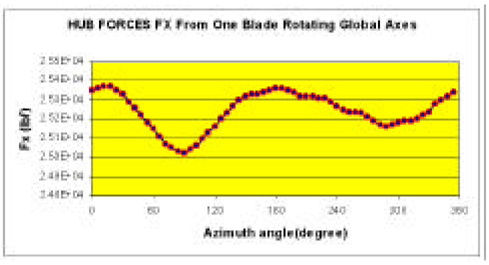


그림 5. 회전축에 대한 허브 하중 Fx

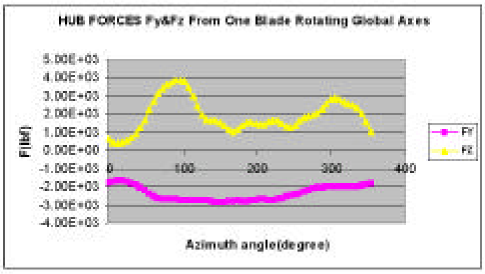


그림 6. 회전축에 대한 허브 하중 Fy & Fz

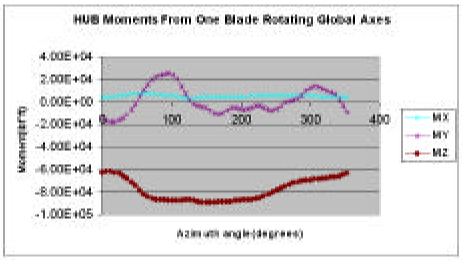


그림 7. 회전축에 대한 허브 모멘트 Mx, My & Mz

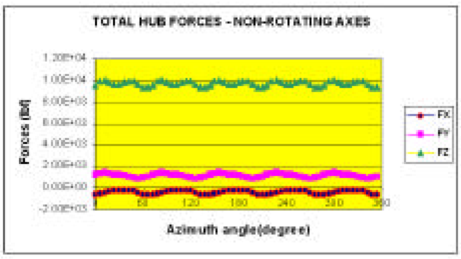


그림 8. 비회전축에 대한 허브 하중 Fx, Fy & Fz

그림 5에서부터 그림 10까지는 회전축에 대한 6분력 하중과 비회전축에 대한 6분력 하중을 구하였다. 회전축에 대한 하중은 회전하는 블레이드에 작용하는 하중을 적분한 값이며 보통 1/rev 성분이 좌우하게 된다. 비회전축에 대한 하중은 5개의 블레이드에 대한 하중을 비회전축으로 변환시킨 값으로 블레이드 개수에 해당하는 5/rev 조화항이 기본이 되게 된다.

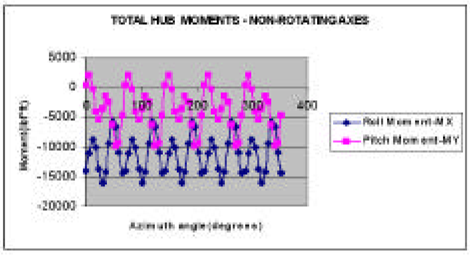


그림 9. 비회전축에 대한 허브 모멘트 Mx & My

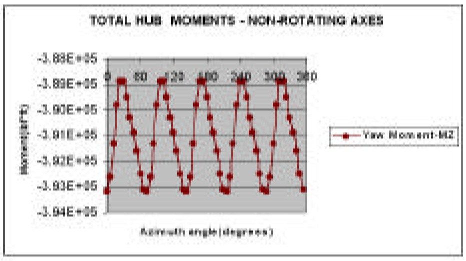


그림 10. 비회전축에 대한 허브 모멘트 Mz

본 논문의 연구대상인 로우터 시스템에 대한 하중 수준을 예측하기 위해 Lynx의 비회전축에 대한 하중 결과를 구하여 HDS의 하중 결과와 비교하고자 하였다. 아래 그림 11와 그림 12에 비회적축에 대한 6분력 하중을 제시하였는데 이 하중은 동체에 전달되는 하중값으로 간주할 수 있다. 여기서 가장 큰 값을 갖는 것은 추력(Fz) 성분으로서 평균값이 8.78×10^3 lbf 로서 HDS 보다 약간 적지만 거의 비슷하다고 할 수 있다. 또한 모멘트를 비교해보면 가장 주도적인 성분은 Mz로서 평균값은 2.99×10^5 lbf*ft 로서 HDS와 거의 비슷하다. 이로써 HDS 로우터 시스템의 하중 수준은 Lynx와 비교할 때 비교적 양호하다고 할 수 있다.

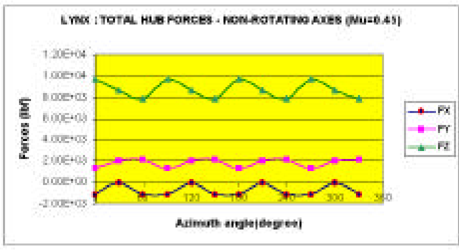


그림 11. 비회전축에 대한 허브 하중 Fx, Fy & Fz (Lynx)

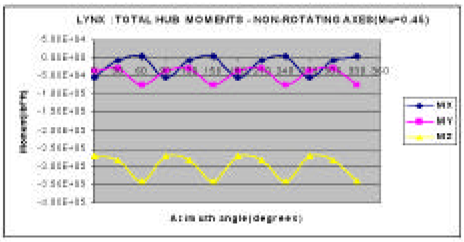


그림 12. 비회전축에 대한 허브 모멘트 Mx, My & Mz (Lynx)

위에서 구한 비회전축에 대한 하중을 다음과 같은 동체를 강체 모델로 이상화한 후 헬리콥터 전진속도에 따라 동체에 전달되는 진동하중의 분포를 구하였다. 전진비행속도는 μ=0.2 0.45까지 변화시켜가면서 각각의 허브에 전달되는 하중을 구하였으며 이 하중값을 아래 그림 13의 모델에 적용하여 조종석에서의 가속도를 구하게 된다. 조종석 가속도를 구하기 위한 하중값은 그림 14과 그림 15에 제시되어 있다.

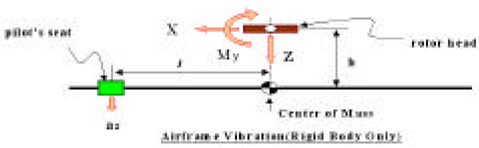


그림 13. 조종석 진동 해석을 위한 헬리콥터 동체 강체 모델

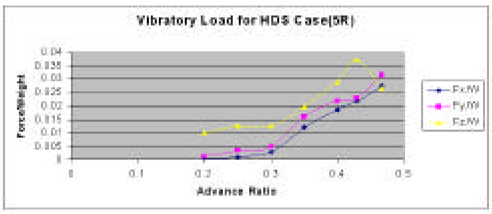


그림 14. 동체에 전달되는 진동 하중 분포

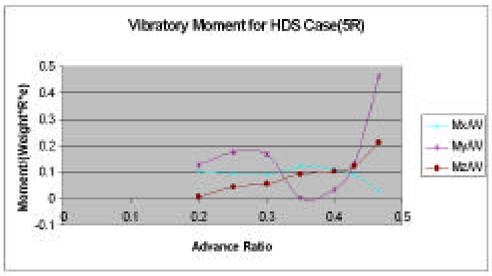


그림 15. 동체에 전달되는 진동 모멘트의 분포

또한 로우터 블레이드에 작용하는 양력의 조화항들의 특성을 비교하고자 하였다. 양력의 크기를 보면 1차, 2차 조화항이 크다는 것을 알 수 있으며 그러나 동체에 전달되는 힘은 4차, 5차, 6차 항이 기여하므로(5개 블레이드의 경우) 이 항도 무시할 수 없게 된다. 다음 그림 16에서 그림21은 양력의 조화항에 대한 분포를 나타내주고 있다.

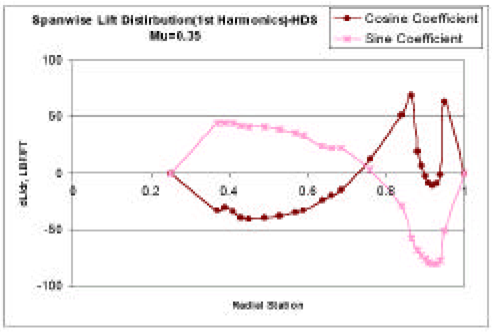


그림 16. 1차 조화항 양력 분포도(HDS)

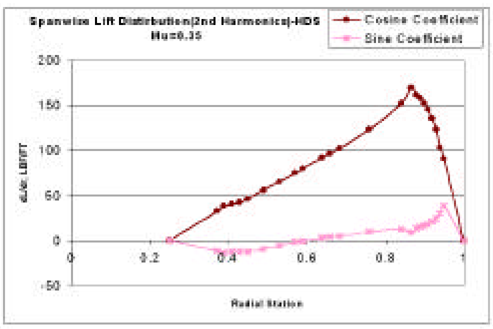


그림 17. 2차 조화항 양력 분포도(HDS)

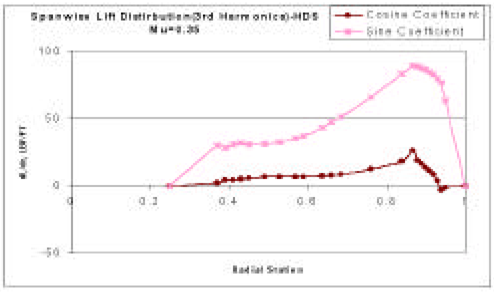
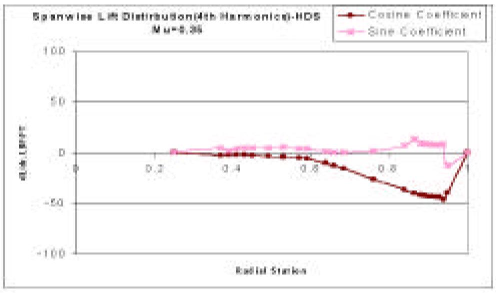


그림 18. 3차 조화항 양력 분포도(HDS)



±x림 19. 4차 조화항 양력 분포도(HDS)

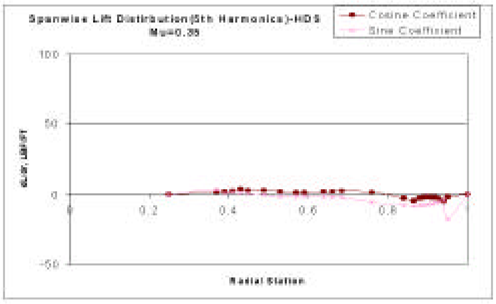


그림 20. 5차 조화항 양력 분포도(HDS)

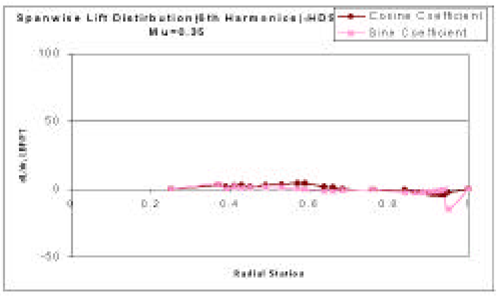


그림 21. 6차 조화항 양력 분포도(HDS)

위에서 수행한 계산만으로 로우터 하중에 대한 정확한 값을 예측하기는 힘들지만 LYNX의 실제 결과와 비교함으로써 어느 정도 물리적인 의미가 있음을 알 수 있었다. 또한 R150을 실행함으로써 기본적인 허브와 블레이드에 작용하는 힘과 모멘트를 구할 수 있는데 이 결과는 블레이드 설계시 하중 값으로 제공됨으로써 복합재료 블레이드 설계시 강도 계산 및 피로 해석에 유용한 정보를 제공하므로 아주 중요하다고 할 수 있다. 또한 각 힘과 모멘트에 대한 모달 해석을 수행함으로써 어떤 조화 항이 주도적으로 작용하는지를 알 수 있으며 진동의 원인이 되는 조화 항(harmonics)을 유출해 낼 수 있었다.

4. 결 론

HDS 로우터에 대한 계산과정 재검토를 통해서 헬리콥터 로우터 블레이드 동역학적 특성을 분석하는 기법을 습득하였으며 향후 한국 고유의 블레이드를 설계/ 개발하는데 적용할 수 있을 것으로 기대된다. HDS 로우터 블레이드에 작용하는 공력 하중을 분석함으로써 공기력 특성을 이해하였으며 좀 더 정확한 공기력을 얻기 위해 공력 모델의 개발 필요성을 느꼈으며 5개 블레이드를 갖는 헬리콥터의 진동 소스인 5R 진동 특성을 이해함으로써 헬리콥터 동체에 전달되는 진동 특성을 예측할 수 있는 기법을 익혔다.

참고문헌

1. P.T.W. Juggins, 'The Natural Frequenies and Mode shapes of a shaft-fixed rotating blade“, June 1991, Westland Helicopters
2. N. Griffths, "User's Specifications of R150“, June 2000, Westland Helicopters
3. S. P. King, “Aeroelastic Considerations in the preliminary Design of Aircraft", AGARD Conference Proceedings No.354,
4. A.H. Vincent, "Rotor Blade Lag Plane Frequency Optimization using visco-Elastic Damping", 4th ERF, Sept. 1978