

헬리콥터 꼬리로터 시스템의 동적 특성 연구

A Study on the Dynamic Characteristics of Helicopter Tail Rotor System

김승범† · 송근웅* · 김승호*, 황정선***

S. B. Kim, K. W. Song, S. H. Kim and J. S. Hwang

1. 서 론

헬리콥터 꼬리로터 시스템은 요(yaw)우 축 제어를 위한 추력을 발생시켜 주로터에 의한 토크 상쇄 및 헬리콥터 방향제어에 필요한 꼬리로터 추력을 제어하는 핵심구성품이다. 주로터 및 꼬리로터에는 제자리 비행, 전진비행 등 다양한 운용 환경과 비행조건에서 동적 거동 및 블레이드의 공기력이 연계되어 과도한 진동 및 공탄성학적 불안정성(aeroelastic instabilities)이 존재한다. 이러한 과도한 진동 및 공탄성학적 불안정성을 갖지 않도록 설계초기부터 고려하고 제작된 시제품에 대한 지상의 동적 특성 확인 시험을 통해 정지비행 시 로터안정성을 확인하고 회전시 로터의 동적 특성을 파악하기 위해 지상시험을 수행한다.

본 논문에서는 시제작된 꼬리로터의 동적 특성을 확인하는 시험 방법 및 결과를 제시하였으며, 이는 한국항공우주연구원 고흥 항공센터에 설치된 꼬리로터 헬 시험설비를 이용하여 수행 완료하였다.

2. 동적 특성 확인 시험

2.1 시험형상 및 시험설비

꼬리로터 헬 타위는 헬리콥터 제자리 비행환경을 모사하여 꼬리로터의 동적 특성 및 성능 특성을 확인하는 시험 장비로 동적 특성 시험을 위해 가진 시스템을 갖추고 있으며 꼬리로터 시스템의 블레이드에 인위적인 가진을 주어 공탄성적 불안정성이 없다는 확인 시험을 수행한다.

헬리콥터 꼬리로터 블레이드의 진동 및 동적

특성 측면에서 중요한 모드는 플랩 모드, 래그 모드, 비틀림 모드로 해당 시험시제의 블레이드는 길이가 짧고 rigid한 블레이드로 플랩 모드는 1차, 2차 모드이며, 래그 모드는 1차 모드, 비틀림 모드는 1차 모드다.



그림 1 헬타워 시험설비

시험 시제는 블레이드, 댐퍼, 피치로드, 탄성체 베어링, de-icing 커버로 구성된 꼬리로터 시스템으로 (그림 2) 주요 모드별 고유진동수, 감쇄 및 모드형상을 구하기 위해 블레이드 스팬방향으로 7개의 단면에 스트레인게이지를 부착하여 단면별 모멘트 하중을 측정하였다. 꼬리로터 댐퍼에는 하중측정 게이지 및 변위측정센서를 부착하여, 래그 모드에 대한 특성을 측정하고, 댐퍼의 특성을 구할 수 있도록 하였다.



그림 2 시험형상

2.2 시험 요구조건 및 시험방법

꼬리로터 시스템은 정상회전 속도에서 심각한 공진이 발생하지 않아야하며, 꼬리로터 블레이드 및 허브조종은 헬시험을 통해 성능 및 동역학적 특성이 규명되어야 한다. 특히 로터 회전수의 정수배에 해당하는 로터 하모닉 주파수와 로터 블레이드의 플랩, 래그, 비틀림

† 한국항공우주연구원 로터팀
helikari@kari.re.kr
Tel : 042.860.2293, Fax : 042.870.3590
* 한국항공우주연구원 로터팀
** 국방과학연구소

모드와의 공진은 헬리콥터에 과도한 진동하중을 유발하여 헬리콥터의 피로수명을 단축시키며 심할 경우 헬리콥터의 손실을 유발할 수 있으므로 정확한 동역학적 특성을 규명하여 과도한 진동 및 불안정성을 회피하도록 설계하고 이를 검증하여 평가되어야 한다.

동적 특성 시험은 동력 상태에서 0rpm에서부터 최대 rpm까지의 고유진동수를 측정하며, 동력 및 무동력 상태에서 0rpm에서부터 최대 rpm까지의 감쇄값을 측정한다. 또한 꼬리로터 시스템은 설계 최대 로터 회전속도(Power On and Power Off)의 1.05배까지 공탄성적 불안정성이 없다는 확인 시험을 수행한다. 세부적인 성능시험 요구항목은 해당 시험 계획서/절차서를 수립/작성하여 요구항목을 충족한다.

2.3 동적 특성 시험

시험 전 로터 회전속도와 시험장치의 고유진동수와 공진되는 것을 방지하기 위해 임팩트 시험을 통해 시험장치의 고유진동수를 확인하였다.

휠시험 전에 시험하고자 시험하고자 하는 로터시스템에 대한 로터 발란싱을 로터 발란싱용 광학측정장비를 사용하여 수행하였다.

시제작된 꼬리로터 블레이드를 비회전 상태에서 피치각을 변경하며 변위를 $\pm 1.54\text{mm}$ 로 고정된 채 진동수를 2Hz부터 42Hz까지 2Hz 간격으로 증가시켜 가진하였으며, 가진시스템이 가용한 범위 내에서 가진대역을 정하고 1차 가진은 2Hz로 수행하였으며, 2차 가진은 1차 가진 결과 분석을 통해 가진 대역을 정하였다.

꼬리로터 고유진동수는 1st Flap, 2nd Flap, 1st Lag 및 1st Torsion이 측정되었다. 감쇄비는 1st Flap, 1st Lag 모드에서만 산출되었으며, 1st Torsion과 2nd Flap 모드에서는 감쇄비를 산출할 수 없었다. 감쇄비를 산출하기 위해서는 측정하고자 하는 모드가 유발되도록 가진을 해야 하나 본 시험에서는 collective 가진 방법을 사용하며, 가진시스템의 최대 가진 주파수는 42Hz로 그 이상의 주파수 대역은 가진할 수 없어 2nd Flap과 1st Torsion은 감쇄비를 산출할 수 없었다. 측정된 1st lag모드 형상은 그림 3과 같다.

그림 4는 동적 특성 시험을 위한 collective excitation 신호로 이에 따라 플랩게이지 신호가 그림 4와 같이 변화하는 것을 확인할 수 있다.

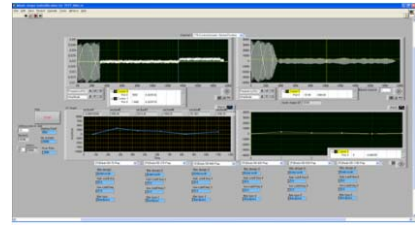


그림 3 1st Lag Mode Shape

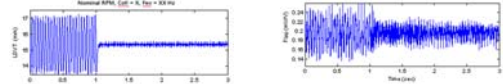


그림 4 Collective Excitation Signal & Flap Gauge Signal

3. 결 론

설계/제작된 헬리콥터 꼬리로터 시스템의 동적 특성을 확인하기 위하여 꼬리로터 휠타워에서 동적 특성 시험을 수행하였다. 꼬리로터 블레이드의 고유 모드는 rpm sweep, pitch sweep 및 예상되는 고유진동수 근처의 집중가진 방법을 사용하여 1st lag, 1st flap, 2nd flap, 및 1st torsion frequency를 측정하였으며, 1st lag와 1st flap mode의 damping ratio를 산출하였다. 각 회전수에 대해 꼬리로터의 고유모드들의 진동수는 회전 진동수의 하모닉스에 대해 충분히 떨어져 있고, Damping ratio 산출 결과 감쇄비는 충분히 크므로 공력탄성학적으로 안정함을 확인하였다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

참고문헌

- [1] Wayne Johnson, 'Helicopter Theory', Princeton University Press, 1980.
- [2] S. B. Kim, 'KUH Tail Rotor Whirl Test Report', KARI, 2010. 2
- [3] C. Y. Yun, 'Dynamic Stability Test of Helicopter Main Rotor System', KSAS, 2010. 11