

헬리콥터 로터 슬리브 조립체 피로시험 수행

Helicopter Rotor Sleeve Assy. Fatigue Test

김태주* · 송근웅* · 기영중* · 김승호* · 정재권**

Taejoo Kim , Keunwoong Song, Youngjung Kee, Seung-ho Kim and Jaekwon Jung

1. 서 론

수직 이착륙 및 정지비행이 가능하다는 특징을 가진 헬리콥터는 군용/민수용을 가리지 않고 전 세계적으로 많이 사용되고 있다. 이렇게 헬리콥터의 특징으로 부각되는 기능들은 로터 시스템에 의해 구현이 된다. 헬리콥터 로터 시스템은 엔진을 통해 전달받은 회전력을 통해 이착륙을 위한 양력, 전진 비행을 위한 추력 뿐 만 아니라 자세제어를 위한 조종력까지 발생시키는 매우 중요한 구성품이다. 이렇게 다양한 하중을 발생시키는 로터 구성품들은 그 기능을 구현하기 위해 발생하는 다양한 하중을 견뎌내면서 경제적인 운용유지를 위해 최소한의 수명 요구조건을 만족시켜야 한다. 이러한 요구조건은 해석적인 방법 뿐 만 아니라 시험을 통해 그 만족 여부를 확인해야 한다. 본 논문에서는 여러 로터 구성품들 중 슬리브 조립체의 요구 수명 만족을 확인하는 피로시험 수행에 대해 기술하였다.

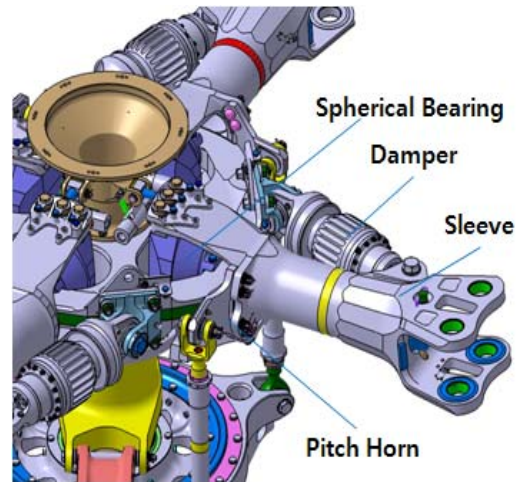


그림 1 로터 허브 시스템

2. 본 론

2.1 슬리브 조립체 기능

슬리브 조립체는 슬리브, 피치 혼, 탄성체 베어링 및 각 구성품을 연결해주는 연결 볼트들로 구성된다. 슬리브는 블레이드와 탄성체 베어링을 연결해주어 블레이드에서 발생하는 양력을 기체로 전달해 준다. 이 과정에서 발생하는 인장, 굽힘 및 뒤틀림 하중을 견뎌야 한다. 또한 리드-래그 댐퍼 와도 연결되어 리드-래그 움직임의 진동을 감쇄시키면서 발생하는 댐퍼하중을 견뎌내야 한다. 피치 혼은 슬리브와 피치로드를 연결해 주어 블레이드 받음각 변화를 위해 피치로드를 통해 발생하는 하중을 슬리브로 전달해 며 이 때 발생하는 하중을 견뎌야 한다. 탄성체 베어링은 슬리브와 동력전달 마스트를 연결해주며, 블레이드 움직임으로 인해 발생하는 플레핑(flapping), 페더링(feathering), 리드-래그(lead-

lag) 움직임에 대한 힌지역활을 대신하며, 이 때 발생하는 다양한 하중을 견뎌야 한다.[1] 다음의 그림 1은 로터 허브 시스템을 나타내고 있다.

2.2 부가하중 설정

슬리브 조립체 피로시험 하중은 슬리브 조립체에 추가되는 하중들 중 해석과정을 통해 전체 시험체에 가해지는 손상(damage)이 매우 적을 것으로 판단되는 하중을 제외하여 시험설비를 최대한 간소화 하였다. 그 결과 블레이드 원심력 하중(Centrifugal Load, CL), 피치로드 하중(Pitch-rod Load, PL) 댐퍼 하중(Damper Load, DL), 리드-래그 굽힘하중(Lead-lag Moment, LM), 플레핑 굽힘하중(Flapping Moment, FM)을 선정하였다.

슬리브 조립체의 피로시험은 S-N 형식의 피로시험을 수행한다.[2] 단방향 하중을 받는 구성품에 대한 시험과는 달리 다방향 하중을 받는 구성품에 대해서는 부가하중에 대해 시험편에 손상(damage)을 가장 많이 주는 하중배합을 선정하여 반복하중을 부가한다. 따라서 5가지 부가하중에 대해 하중방향이 일정하지 않은 하중에 대해서는 해석을 통해 시험편에 손상을 가장 많이 주는 하중방향을 선정하여 시험에 적용한다.

슬리브 조립체 피로시험 하중들 중에서 블레이드에서 발생하는 원심력 하중은 블레이드 회전면의 수직인 방향(그림 2의 x 방향)에 지배적으로 작용하며, 리드-래그 굽힘 하중, 플레핑 굽힘 하중은 각각 하중의 정의에 따라,

† 교신저자: 한국항공우주연구원
E-mail : ktj@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2275, Fax : (042) 870-3590

* 한국항공우주연구원 ** 국방과학연구소

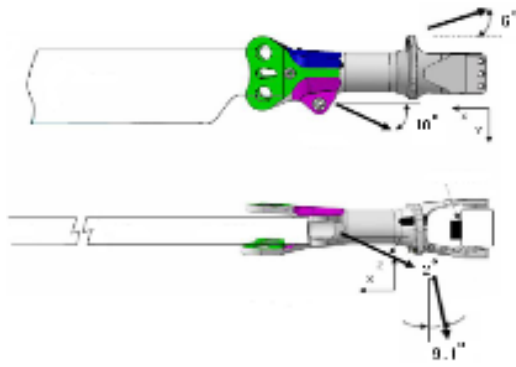


그림 2 피치로드 및 댐퍼 피로시험 하중 각도

슬리브의 수평방향(그림 2의 y 방향), 수직방향(그림 2의 z 방향)등 일정한 방향으로 하중이 부가된다. 그러나 댐퍼 하중과 피치로드 하중은 각각 하중 적용지점에 구형 베어링이 장착되어 있어 항공기 운용시 블레이드에서 발생하는 하중에 의해 구성품이 움직이면서 다양한 각도로 하중이 부가된다. 따라서 댐퍼 하중과 피치로드 하중에 대한 하중 적용 각도는 해석과정을 통해 시험체에 손상을 가장 많이 가할 수 있는 각도를 각각 선정하여 적용하였다. 피치로드 및 댐퍼 하중에 대한 각도는 그림 2에 나타내었다.

2.3 피로하중 종류

슬리브 조립체 피로시험 하중은 고주기 피로하중(High Cycle Fatigue load, 이하 HCF)과 저주기 피로하중(Low Cycle Fatigue load, 이하 LCF)으로 구분하여 부가한다. 헬리콥터에서 HCF는 헬리콥터 운용시 발생하는 진동 하중을 통해 발생하며, LCF는 헬리콥터를 운용하는 동안 전반적으로 적용되는 하중을 통해 발생한다.

로터 구성품인 슬리브 조립체의 HCF 하중은 구성품의 방위각(Azimuth angle) 위치에 따라 달라지는 하중 변화를 통해 진동 하중이 발생한다. 일반적으로 플래핑 굽힘하중은 피치로드 하중에 대해 90도의 방위각 위상차를 나타내며, 리드-래그 굽힘하중은 댐퍼 하중과 방위각 위상차 없이 동일한 하중 사이클을 가진다. 또한 플래핑 굽힘하중과 리드-래그 굽힘하중은 기동조건에 따라 위상차가 다르게 나타난다. 단 원심력 하중은 방위각에 따른 하중변화가 상대적으로 미미하기 때문에 동하중을 적용하지 않는다.

본 시험에서는 대표적인 HCF 하중을 구하기 위해 다양한 기동조건을 해석적으로 분석하여 플래핑 굽힘하중과 리드-래그 굽힘하중 사이의 가장 가혹한 위상각 조건을 도출하여 시험하중에 적용하였다. 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 CL &= \text{Static CL} \\
 FM &= \text{Static FM} \pm \text{Dynamic FM} \times \cos(\Omega t^\circ) \\
 PL &= \text{Static PL} \pm \text{Dynamic PL} \times \cos(\Omega t + 90^\circ) \\
 LM &= \text{Static LM} \pm \text{Dynamic LM} \times \cos(\Omega t^\circ) \\
 DL &= \text{Static DL} \pm \text{Dynamic DL} \times \cos(\Omega t^\circ)
 \end{aligned}$$

로터구성품의 LCF 하중은 정상 비행조건(Normal Condition, Engine Power on)과 자동회전 비행조건(Auto-rotation Condition, Engine Power off)으로 구분된다. LCF 하중은 로터구성품의 방위각과 상관없이 적용되므로 하중부가에 위상차를 적용하지 않는다.

2.4 피로시험 수행

앞서 설명한 피로시험 하중을 부가할 수 있도록 5가지의 하중에 대해 5개의 유압작동기를 적용하여 슬리브 조립체 피로시험설비를 그림 3과 같이 구축하였다. 본 시험치구를 통해 총 4개의 피로시체에 대해 시험이 수행될 예정이며, 시험 결과를 통해 슬리브 조립체의 요구수명 만족여부를 확인하게 된다.

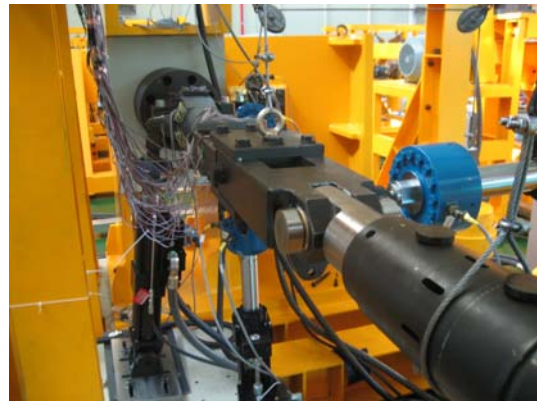


그림 3 주로터 슬리브 조립체 피로시험 설비

3. 결 론

헬리콥터 로터 구성품인 슬리브 조립체의 피로시험 조건을 설정하였고 현재 시험이 진행 중이다. 슬리브 조립체에 대한 전반적인 기능과 항공기 운용시 발생하는 하중을 설명하고, 시험하중을 선정하는 방법을 기술하였다. 현재 진행 중인 피로시험이 종료되면 슬리브 조립체의 운용수명 요구조건 만족여부를 확인할 수 있게 된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

참고문헌

- [1] KUH Main rotor Hub Qualification Test Plan
- [2] 헬리콥터 로터 구성품 피로시험에 대한 고찰, 김태주, 기영중, 백승길, 김승호, 제2회 헬리콥터 기술 심포지움, 2008년