

# 헬기 착륙장치의 동적 해석 시 강체 및 유연체 가정의 비교/분석

## Rigid body assumption versus flexible body assumption of rotorcraft landing gear in dynamic analysis

이윤규\*, 이상욱\*\*, 김광준†

Yoon-kyu Lee, Sang-wook Lee and Kwang-joon Kim

### 1. 서론

헬기 착륙장치는 착지 시 충격 하중을 흡수함으로써 기체 및 탑승자의 안전 보장을 주 임무로 한다. 특히, 대부분의 충격하중을 흡수하는 완충장치는 설계 초기의 착륙장치 계에 대한 낙하 충격 해석을 통하여 충격 흡수 능력을 파악한 후 착륙장치 시험 제작품의 낙하 충격 시험을 통해 이를 검증하고 성능을 개선하고 있다. 이 때 착륙장치 모형은 비선형특성을 갖는 유·공압 완충장치와 타이어로 구성된 30Hz 이하에서 두 개의 고유진동수를 갖는 2 자유도 강체 모형을 주로 사용하여 왔다. 그러나 실제 착륙장치는 5~7 개의 주요 부품으로 결합된 조립체로서 2 자유도 강체 모형만으로는 실제의 거동을 충분히 묘사하는데 한계가 있다. 또한, 본 논문에서 다루지는 않지만 착륙장치는 지상이동 시 주로 100Hz 이하의 주파수 성분으로 노면 가진을 받으며, 또한, 착지 시에는 낙하 충격에 의해 100Hz 이상의 주파수 성분으로도 가진 될 수 있으므로, 착륙장치의 유연 특성(탄성 모드 특성)을 고려한 모형의 구성이 필요하다고 판단된다.

본 연구에서는 착륙장치만의 유연 특성을 주 관심 대상으로 하여, 헬기 동체는 강체로 가정하고 각 착륙장치 위에 존재하는 상부 질량으로 모형화 하였다. 그리고, 착륙장치를 강체로 가정한 모형과 유연체로 가정한 두 종류의 모형에 대해 착지 충격 입력에 대한 동적 해석 결과를 분석함으로써, 착륙장치의 유연 특성이 착지 시 충격 흡수 성능에 어떠한 영향을 주는지에 대해 관찰하였다.

### 2. 착륙장치의 다물체 동역학 모형 구성

† 교신저자; 한국과학기술원

E-mail : kjkim@kaist.ac.kr

Tel : (042)350-3024, Fax : (042) 350-8220

\* 한국과학기술원

\*\* 한국항공우주연구원

### 2.1 탄성 다물체 동역학 모형의 구성

Fig. 2-1 에서 보이는 바와 같이 전방 착륙 장치는 7 개, 후방 착륙 장치는 5 개의 주요 부품으로 구성되어 있다. 착륙장치의 탄성 다물체 동역학 모형을 구성하는 절차는 다음과 같다. 우선, 각 구성요소(주요 부품)에 대한 유한요소 모드해석을 수행하여 MNF(Modal Neutral File)을 작성하도록 하는데, 이는 각 부품의 질량행렬과 강성행렬에 대한 정보를 포함하며, 상용 유한 요소 프로그램을 이용하여 작성할 수 있다. 그 후 다물체 동역학 해석 프로그램인 ADAMS/Aircraft 에서 강체로 구성된 착륙장치 모형을 구성한 후 각 부품을 MNF 를 이용, 탄성체 모형으로 대체하여 착륙장치의 탄성 다물체 동역학 모형을 구성하도록 한다. 본 연구에서는 주 관심 주파수역을 100Hz 이하로 보고, 모형의 구성 시 각 부품의 고유진동수는 유한요소 모드 해석을 통해 10 차까지 계산하고 ADAMS 모형에 반영 시에는 1kHz 이하의 모드만 고려하였다.

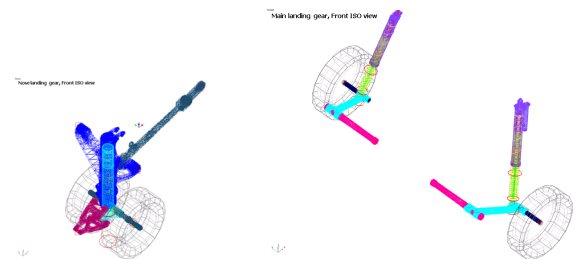
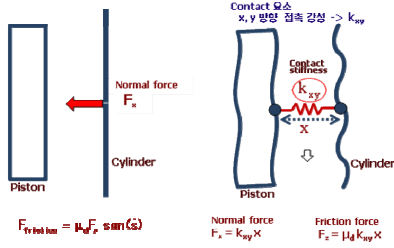


Fig.2-1 Flexible ADAMS model for rotorcraft landing gear

### 2.2 착륙장치 부품의 연결부 구성

착륙장치 내의 조인트, 즉, 병진 및 회전 운동을 하는 연결부에 대한 모형을 구성하도록 한다. ADAMS 에서는 각 부품이 면이 아닌 접촉점을 조인트 요소로 연결하도록 되어 있다. 연결부는 부품의 유한요소 모형을 만드는 단계에서 각 연결부 중심에 접촉점(Interface node)을 만들고 조인트

부위, 즉, 접촉점의 힘 또는 변위를 각 유한 요소 모형의 접촉면에 작용 하도록 해주는 연결부 요소(Spider web)로 접점과 접촉면을 연결하도록 한다. ADAMS 내에서 완충장치는 Fig. 2-2 에서 보이는 바와 같이 강체 모형의 경우 슬라이딩 조인트 요소로 연결되어 접촉면의 수직방향 작용력과 마찰 계수에 의해 마찰력이 계산되지만, 유연체 모형의 경우에는 수직방향 작용력을 계산해낼 수 없기 때문에 접촉강성 요소를 적용하여 마찰력을 계산한다.



(a) Rigid model (b) Flexible model

Fig.2-2 Schematic diagram for calculating friction force

접촉 강성은 피스톤 링의 형상과 물성, 그리고 윤활 면에서의 유체 윤활에 의해 발생하는 압력에 의한 힘과 변위의 관계로 계산한다.

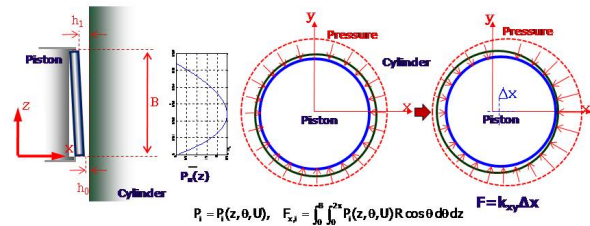


Fig.2-3 Calculation of contact stiffness between cylinder and piston

### 3. 착지 해석

착지 시 충격 입력에 대한 동적 해석은 동체를 상부의 집중 질량으로 가정한 각각의 착륙장치 모형을 대상으로 한다. 착지 시 충격입력을 모사하기 위해 MIL-T-6053[5]과 FAR25, JAR25 에서 정의한 착륙장치가 지면에 닿기 바로 직전의 낙하 속도인 10ft/sec(=3.05m/s)를 초기조건으로 설정하여 해석하며, ADAM/Aircraft 는 착지 해석 시 롤, 피치 등의 초기 조건을 줄 수도 있으나, 본 연구에서는 수직으로 지면에 닿는 경우에 대해 수행하였다.

착지 시 착륙장치의 충격 흡수 성능은 Fig.3-1 과 Fig.3-2 에서 보이는 바와 같이 완충장치의 내부 작용력 총 합 최대값과 완충장치의 최대 변위로 평가한다.

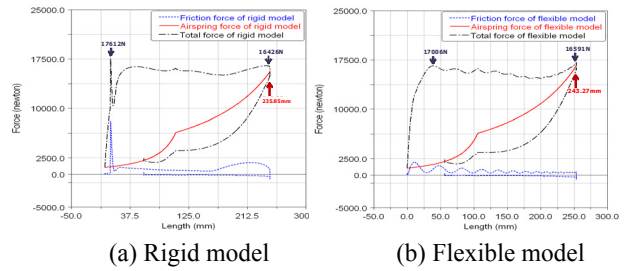


Fig.3-1 Load-stroke curve of nose shock absorber

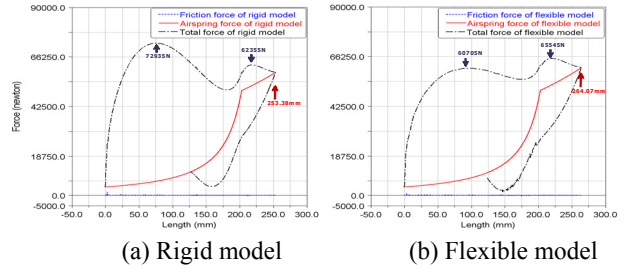


Fig.3-2 Load-stroke curve of main shock absorber

전방착륙장치는 유연체 모형의 경우 초기 피크가 없이, 약 90Hz 성분의 주파수 성분이 관찰 된다. 힘-행정 선도는 전반적으로 비슷한 형상을 보이고, 유연체 모형의 경우가 강체 모형에 비해 최대 작용력은 별 차이가 없는 반면, 최대 변위는 3% 증가하였다. 주 착륙장치는 유연체 모형의 경우가 강체 모형에 비해 최대 작용력은 10.2% 줄어든 반면, 최대 변위는 4.1% 증가하였다. 본 논문에도 시하지는 않았으나, 각 완충장치의 최대 변위에 도달하는 시간은 전방 착륙장치는 유연체 모형이 강체 모형에 비해 0.007 초(4%) 그리고 주 착륙장치는 유연체 모형이 0.009(4.1%)초 더 소요 되는 결과를 얻었다.

### 4. 결론

강체로 가정한 착륙장치와 유연체로 가정한 착륙장치의 착지 시 충격 흡수 성능을 비교하여, 착륙장치의 유연특성이 주로 완충장치 작용력 그래프의 첫 번째 피크값에 영향을 주어 최대 작용력은 감소하고 최대 진폭에 도달하는 시간이 증가함을 관찰하였다. 이상의 결과를 바탕으로 착지 시 헬기 착륙장치를 통해 동체로 전달 되는 충격력 및 착륙장치 자체의 건전성에 대한 보다 정확한 착지 해석결과를 얻기 위해서는 착륙장치를 유연체로 가정하여 해석을 수행하여야 함을 알 수 있다.

### 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발 사업 위탁 연구 결과 중 일부입니다. 지원에 감사드립니다.