

기 모형에 사용한 제원은 문헌⁽³⁾을 참고하였다.

2.2 착륙장치 동특성

착륙장치의 수학적 모형은 참고문헌(2)에서 연구한 2자유도 복동형 유·공압 완충장치를 참고하였다. 이를 바탕으로 정적 평형 상태에서 동일한 강성(Stiffness)을 가지고, 가스 챔버(Gas chamber) 및 오일챔버(Oil chamber)의 부피비가 동일한 단동형 유·공압 완충장치 모형을 구성하였다.

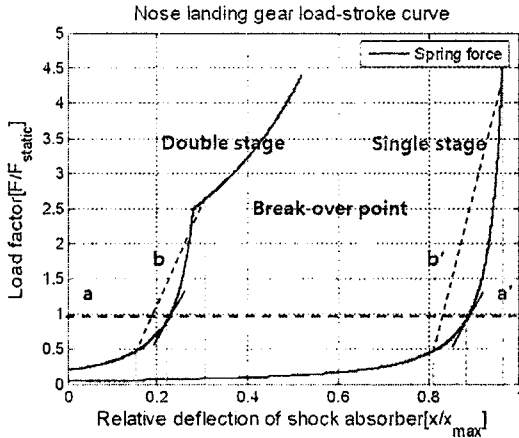


Fig.2 Load-stroke curve for single and double stage

Fig.2는 전방착륙장치로 사용되는 단동형과 복동형 유·공압 완충장치의 하중-행정 선도(Load-stroke curve)를 나타낸다. 착륙장치의 강성은 착륙장치의 진폭에 의존한다. 동체의 하중만 작용하고 있는 정적 평형 상태인 a-a'로부터 헬기가 지상이동 하면 동하중이 발생하게 된다. 이는 착륙장치의 행정을 발생시키고 브레이크-오버점(Break-over point)을 넘는 행정이 발생하면 점선 b와 b'에서와 같이 단동형에 비해 복동형 착륙장치가 작은 동강성(Dynamic stiffness)을 가진다는 것을 관찰할 수 있다. 이는 헬기가 거친 노면을 이동할 때 동체로 전달되는 진동이 줄어든다는 것을 의미한다.

2.3 모사 실험 결과

노면 입력으로는 MIL-A-8863C⁽⁴⁾에서 정의한 노면 규격을 이용하였으며 포장노면(Paved road)과 반포장노면(Semi-paved road)을 헬기의 지상 이동(Ground taxiing) 속도인 3m/s로 이동할 때를 고려하였다. 지상 이동시 세 바퀴가 서로 다른 노면을 지나게 되므로 각각 다른 노면 입력을 생성하였다. 포장노면은 1.05×10^{-3} m, 반포장노면은 0.064m의 RMS값을 갖는 0~33Hz의 주파수 범위를 가지는 랜덤 신호를 사용하였다. 출력으로는 동체 질량 중심의 z방향 병진 가속도와 동체의 롤 및 피치 각가속도를 관찰하였으며 결과를 Table 1,2에 나타내었다.

Table 1 Result of simulation (Paved road, 3m/s)

RMS	Single stage	Double stage
Heave	0.289 m/s ²	0.285 m/s ²
Roll	0.367 rad/s ²	0.371 rad/s ²
Pitch	0.105 rad/s ²	0.103 rad/s ²

Table 2 Result of simulation (Semi-paved road, 3m/s)

RMS	Single stage	Double stage
Heave	48.22 m/s ²	47.67 m/s ²
Roll	59.47 rad/s ²	59.46 rad/s ²
Pitch	16.75 rad/s ²	14.18 rad/s ²

포장 노면에서는 복동형 착륙장치 행정이 0.166m(RMS)로 브레이크-오버점(0.202m)을 넘지 않아 두 착륙장치의 동강성 변화가 없으므로 가속도 RMS값에 차이가 없다. 반면 반포장노면에서는 복동형 착륙장치의 행정이 0.285m(RMS)로 브레이크-오버점 이상의 행정이 발생하여 복동형의 동강성이 단동형에 비해 작아지므로 피치 각가속도 RMS값이 작아지는 것을 볼 수 있다. 그러나 전방착륙장치에 따른 롤과 피치의 각가속도와 가속도는 차이가 없다. 이는 롤 각가속도와 z방향 병진 가속도는 주착륙장치에 의해 주로 영향을 받기 때문이다.

3. 결 론

모사실험 결과로부터 반포장노면을 이동할 때, 전방착륙장치에 복동형 유·공압 완충장치를 적용하는 것이 단동형 유·공압 완충장치를 사용하는 것에 비해 피치 각가속도가 약 15% 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 착륙장치의 행정에 따른 복동형 착륙장치의 동강성이 단동형에 비해 작기 때문이다. 따라서 복동형 유·공압 완충장치를 적용하는 것이 지상 이동시 동체로 전달되는 진동 절연에 대해 성능이 우수하다는 것을 알 수 있다.

후 기

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

참 고 문 헌

- (1) J. S. Przemieniecki, 1988, "Aircraft landing gear design: Principles and practices", AIAA Education series.
- (2) Lee, Y. K., Lee, S. W., Kim, K. J., 2008, "Shock and vibration isolation performance of double-stage oleo-pneumatic shock absorber for rotorcraft", ICSV15.
- (3) L.Monterrubio, 2002, "Influence of landing gear design on helicopter ground resonance", CASI.
- (4) MIL-A-8863C, 1987, "Airplane strength and rigidity ground loads for NAVY acquired airplanes".