

論文

동체의 유연성을 고려한 헬기 착륙장치의 동특성 해석 연구

현영오*, 황재혁**, 배재성*, 김영석*, 황재업*, 임경호*, 김두만*, 김태욱***

Dynamic Analysis of a Helicopter Landing Gear
with Considering Flexible Structural ModesYoung-O Hyun*, Jai-Hyuk Hwang**, Jae-Seoung Bae*, Jae-Up Hwang*,
Young-Seok Kim*, Kyoung-Ho Lim*, Doo-Man Kim* and Tae-Wook Kim***

Abstract

In this paper, a dynamic analysis of a helicopter landing gear with considering flexible structural modes has been investigated. The main body of the helicopter has been modeled as a flexible body using FEM code, then a few selected vibration modes of the helicopter main body have been used as basis for the dynamic analysis of the helicopter landing gear. The simulation of dynamic analysis was carried out on the base of ADAMS aircraft module. It has been found by a series of simulation that the flexible structural modes has a significant effect on the dynamic characteristics of helicopter landing gear as the flexibility of the main body is increased.

Key Words: Helicopter Landing Gear(헬기착륙장치), Dynamic Analysis(동특성), Vibration Modes(진동모드), ADAMS(아담스)

1. 서 론

2차 대전 이후부터 실용화되기 시작한 헬기는 다양한 임무수행 능력으로 군용 뿐 만이 아니라, 민간분야에 있어서도 수요가 확대되고 있어, 세계 각국에서는 고유독자모델의 보유를 위해 활발한 연구개발을 진행하고 있다.

착륙장치는 헬기의 착륙시 충격하중을 완화시키는 중요한 구성품으로써, 초창기 강철스프링 형태로부터 시작하여 완충효율의 증가요구에 따라 고무완충식, 공기압력식, 오일스프링식을 거

쳐, 80%이상의 효율로 현재 가장 보편적인 착륙장치로 활용되고 있는 유공압식(Oleo-pneumatic) 완충형태에 이르렀다[1,2].

특히, 헬기 착륙장치의 경우, 수직이착륙의 헬기 장점으로 인하여, 고정익 대비 약천후의 기후 조건과 불리한 착륙지형에서의 빈번한 착륙 운용으로 예상치 못한 최악의 착륙조건을 감당해야 하기에 더더욱 착륙장치에 대한 연구가 필요할 실정이다.

일반적으로 착륙장치의 개발은 시행착오를 거치면서 반복적인 낙하시험의 수행을 통해 이루어 지는데, 이 과정에서 소요되는 막대한 비용과 시간 때문에 낙하시험의 횟수를 줄이고자 착륙장치 거동 또는 동특성 해석방법의 계속적인 발전이 이루어졌다.

착륙장치의 동특성 해석방법에 있어 과거에는 오차에 대한 보수적인 측면의 인식, 주로 동체 굽힘모드 노드에 가까운 착륙장치의 위치, 상대

2007년 11월 21일 접수 ~ 2007년 12월 30일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail : jhhwang@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

*** 한국항공우주연구원

적으로 낮은 유연성 때문에 항공기 동체를 유연체가 아닌 강체로 고려하여도 별 무리가 없었다[3].

그러나 최근에 항공기는 대형화 및 경량화 추세에 따라 동체의 유연성이 증가함으로써 동체의 유연모드가 착륙장치 동특성에 영향을 줄 수 있으므로 동체를 강체 대신에 유연체로 고려하는 해석방법이 실질적인 착륙장치 동특성 해석에 적용되고 있다[1].

이에 따라, 본 논문에서는 ADAMS (Aircraft Module)를 활용하여 헬기 동체의 유연성을 고려한 착륙장치 동특성 연구를 수행하였다.

그 결과로, 완충기의 모델링, 동체를 강체로 고려할 경우의 운동방정식과 동체를 유연체로 고려할 경우의 운동방정식을 나타내었으며, ADAMS 시뮬레이션 결과로 산출된 착륙장치 동특성에 대한 분석 내용을 기술하였다.

2. 헬기 착륙장치의 운동방정식

2.1 완충기 모델링

본 논문에서 고려된 전륜 및 주륜 착륙장치는 전형적인 유공압(Oleo-pneumatic) 완충기를 기본으로 Fig. 1과 같이 모델링하였으며, 동특성 해석을 위한 착륙장치의 제원은 Table 1과 같다. 일반적으로 상위실린더, 피스톤 역할을 하는 하위실린더, 그리고 오일실과 공기실을 분리하는 격리판(Separator)으로 구성된다. 전륜 착륙장치의 완충기는 하나의 공기실과 오일실을 가지고 있으며, 주륜 착륙장치의 완충기는 각각 2개의 공기실과 오일실을 가지고 있는 2중 완충 구조로 고려하였고 타이어는 전륜 착륙장치에 듀얼 타이어, 주륜 착륙장치에 싱글타이어를 사용하였다[4].

Table 1 착륙장치 제원

구분	변수의 값		
	Nose	Main Left	Main right
공기실 단면적	3.98	8.74	8.74
초기 공기실 체적	65.71	122.36	122.36
초기 공기실 압력	140	lower : 180 upper : 260	lower : 180 upper : 260
기체 상수	1.1	1.4	1.4
오일실 단면적	5.94	12.59	12.59
오일 밀도	0.0307	0.0307	0.0307
베어링 마찰계수 (Static/Dynamic)	0.4	0.4	0.4
	0.2	0.2	0.2
유량 계수	0.59	0.59	0.59
오리피스 단면적	Closure :	Upper :	Upper :
	0.29	0.50	0.50
	Rebound :	Lower :	Lower :
	0.27	0.465	0.465

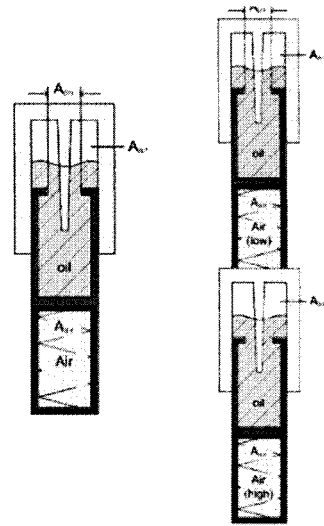


Fig. 1 전륜 및 주륜 완충기 모델

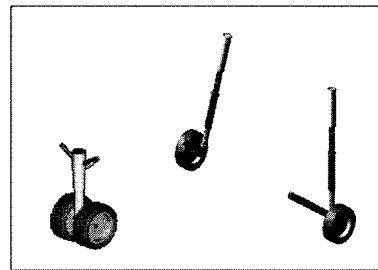


Fig. 2 ADAMS 착륙장치 모델

Fig. 1과 같이 모델링된 완충기에 작용하는 내력은 공기실에서 발생하는 공기력 F_o , 오일이 오리피스를 통과하면서 발생하는 오리피스 힘 F_o , 슬라이딩 튜브 베어링에 의한 마찰력 F_f 로 나누어지며, 이러한 힘들의 수식화는 발표된 연구보고서[5]에서 자세히 유도되었다.

착륙장치의 동특성 해석을 위한 ADAMS 시뮬레이션을 위해 Fig. 1의 전륜 및 주륜 착륙장치의 모델을 헬기 동체 하부에 Fig. 2와 같이 배치하였다[6].

2.2 6자유도의 전기체 운동방정식

헬기 동체를 강체로 가정할 경우, 전기체 모델은 Fig. 3과 같이 6자유도를 가지게 되는데, 착륙장치가 각각의 1자유도씩 3자유도, 동체가 수직방향 1자유도, 피칭 및 롤링방향 각 1자유도로 구성된다.

6자유도 전기체 운동방정식에서, 착륙장치 완충기의 스프링 하질량에 대한 운동방정식 3개는

다음과 같이 구할 수 있다.

$$m_{Nt} \ddot{Z}_{Nt} = (F_{aN} + F_{oN} + F_{fN}) \cos \varphi_N + Am_{Nt}g - F_{Nt} \quad (1)$$

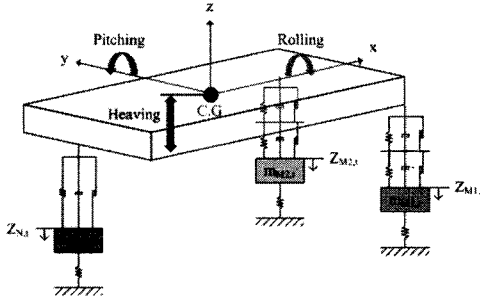


Fig. 3 6자유도 전기체 모델

$$m_{M1t} \ddot{Z}_{M1t} = (F_{aM1} + F_{oM1} + F_{fM1}) \cos \varphi_{M1} + Am_{M1t}g - F_{M1t} \quad (2)$$

$$m_{M2t} \ddot{Z}_{M2t} = (F_{aM2} + F_{oM2} + F_{fM2}) \cos \varphi_{M2} + Am_{M2t}g - F_{M2t} \quad (3)$$

여기서, A : 항공역학계수

- F_a : 완충기의 내부 공기력
- F_o : 완충기의 내부 오리피스 힘
- F_f : 완충기의 슬라이딩 튜브 마찰력
- F_{Nt} : 전륜착륙장치 타이어 하중
- F_{M1t} : 주륜착륙장치 좌측 타이어 하중
- F_{M2t} : 주륜착륙장치 우측 타이어 하중

나머지 동체의 운동은 3자유도(히빙, 피칭, 롤링)이며, 운동방정식은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$F_{AN} l_N - (F_{AM1} + F_{AM2}) l_M = J_P \dot{\omega} \quad (4)$$

$$F_{AM1} d_{M1} - F_{AM2} d_{M2} = J_R \dot{\Omega} \quad (5)$$

$$F_{AN} + F_{AM1} + F_{AM2} = m_{body} \dot{v}_T \quad (6)$$

여기서,

$$m_{body} = m_{bN} + m_{bM1} + m_{bM2} \quad (7)$$

$$F_{AN} = (F_{aN} + F_{oN} + F_{fN}) \cos \varphi_N \quad (8)$$

$$F_{AM1} = (F_{aM1} + F_{oM1} + F_{fM1}) \cos \varphi_{M1} \quad (9)$$

$$F_{AM2} = (F_{aM2} + F_{oM2} + F_{fM2}) \cos \varphi_{M2} \quad (10)$$

l_N, l_M : C.G.로부터 NLG, MLG까지의 x축 방향 거리

d_{M1}, d_{M2} : C.G.로부터 좌측 MLG, 우측 MLG까지의 y축 방향 거리

ω : 피칭 각속도

Ω : 롤링 각속도

3. 유연모드를 고려한 헬기 전기체 운동 방정식

3.1 헬기 동체의 유연모드 분석

헬기 동체의 유한요소 모델을 활용하여 모드 해석한 결과를 분석하면 착륙장치 거동에 영향을 줄 수 있는 유연모드를 선정할 수 있으며, Fig. 4에 대표적인 유연모드에 대한 모드 형상을 나타내었다.

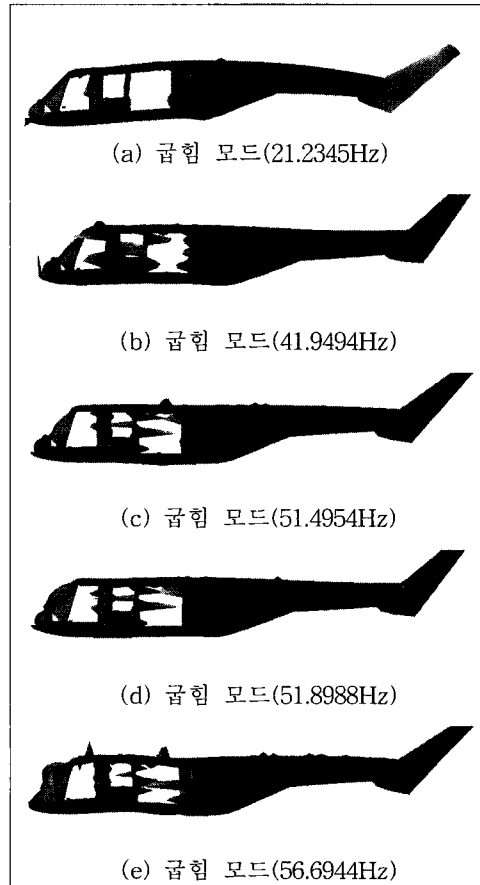


Fig. 4 유연 굽힘 모드에 따른 모드형상

3.2 유연모드를 고려한 운동방정식

헬기 착륙장치의 6개 운동자유도에 헬기 동체의 유연 굽힘 모드 5개를 고려하여, 합 11 자유도의 헬기 착륙장치 ADAMS 모델을 구성하였다.

ADAMS 내에서 구성된 운동좌표는 다음과 같다. 즉 착륙장치의 운동좌표 3개(\ddot{Z}_{Ni} , \ddot{Z}_{M1t} , \ddot{Z}_{M2t})와 헬기 동체의 운동좌표 3개($\dot{\omega}$, $\dot{\Omega}$, \dot{v}_T)와 굽힘 유연모드를 기저로 하는 좌표 5개(η_1 , η_2 , η_3 , η_4 , η_5)로 구성된다.

유연모드의 좌표는 ADAMS 내부에서 착륙장치 운동좌표와 결합(Coupling)되어 있어, 유연모드의 운동이 착륙장치 동특성에 영향을 미치게 된다. 헬기 동체의 유연모드가 동특성에 미치는 영향은 다음 절에서 자세히 기술하였다.

4. 착륙장치 동특성 해석 및 분석

Table 1 제원의 착륙장치 모델과 5개의 유한모드 형상을 이용한 ADAMS 시뮬레이션 결과로, 강체와 유연체를 각각 고려한 착륙장치의 변위 선도를 Fig. 5와 6에 나타내었다. 동체 유연모드의 영향으로 전륜 보다는 주륜 착륙장치의 변위 증가가 두드러졌음을 알 수 있다. 이로써 Fig. 7, 8과 같이 전륜 보다는 주륜착륙장치 완충기의 공기력 증가가 크게 나타났다.

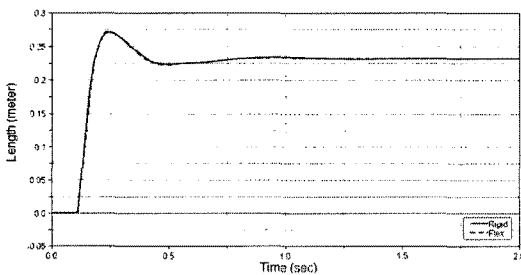


Fig. 5 전륜착륙장치의 스트로크

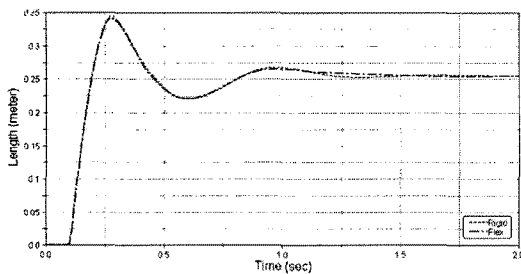


Fig. 6 주륜착륙장치의 스트로크

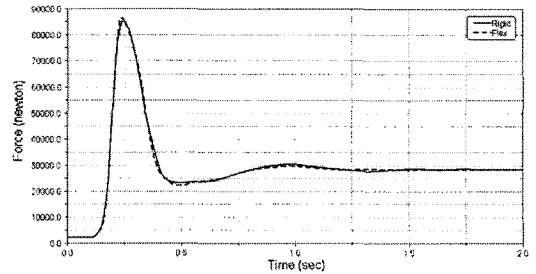


Fig. 7 전륜 착륙장치의 완충기 공기력

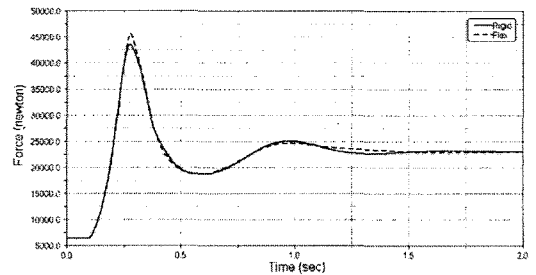


Fig. 8 주륜 착륙장치의 상위완충기 공기력

그리고, 착륙장치의 수축속도(스트로크 속도)를 Fig. 9과 10에 나타내었으며, 동체 유연모드의 영향으로 주륜 보다는 전륜 착륙장치의 수축속도 증가가 두드러졌음을 알 수 있다. 이로써 Fig. 11, 12와 같이 주륜 보다는 전륜 착륙장치 완충기의 감쇠력 증가가 크게 나타났다.

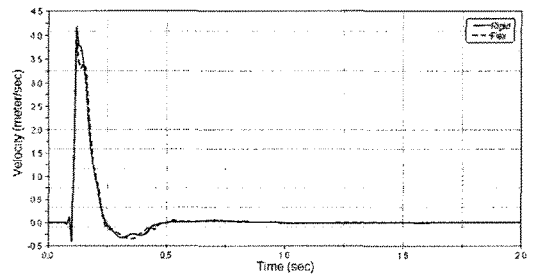


Fig. 9 전륜착륙장치의 스트로크속도

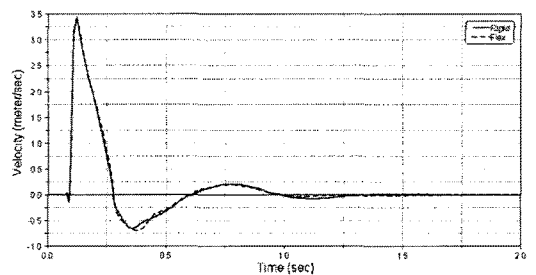


Fig. 10 주륜착륙장치의 스트로크속도

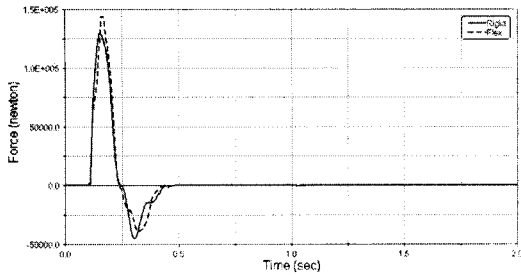


Fig. 11 전륜 착륙장치의 완충기 감쇠력

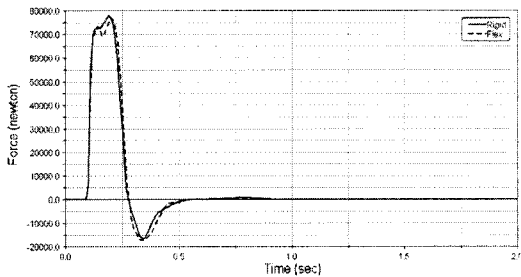


Fig. 12 주륜 착륙장치의 완충기 감쇠력

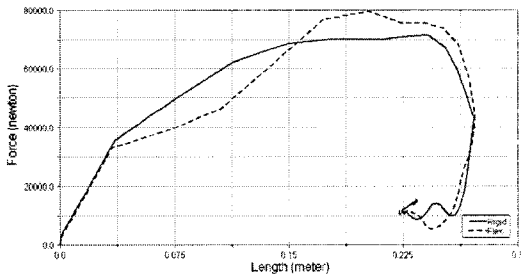


Fig. 13 전륜 착륙장치의 하중-변위 선도

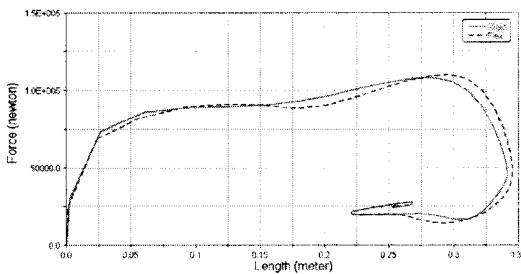


Fig. 14 주륜 착륙장치의 하중-변위 선도

끝으로, 착륙장치의 특성을 결정짓는 하중-변위 선도를 Fig. 13과 14에 나타내었다. 그림에서 보듯이 유연모드의 영향으로 전륜 착륙장치의 하중 증가(11.8%)가 주륜 착륙장치의 하중 증가(2.5%)보다 훨씬 크고 전륜착륙장치의 효율이 떨어짐을 알 수 있다.

이로써, 헬기 동체의 유연성을 고려할 경우, 유연모드의 영향으로 착륙장치의 동특성이 변화될

수 있으며, 최악의 경우, 기존의 동체를 강체로 가정한 착륙장치 동특성 결과를 기반으로 동체의 설계가 이루어졌다면, 보수적이기 보다는 취약한 설계가 이루어졌음을 확인할 수 있게 되는 것이다.

5. 결 론

동체를 강체가 아닌 유연체로 고려하여 착륙장치 동특성을 해석한 결과, 동체의 유연모드 영향으로 강체대비 최대 11.8%의 착륙장치 하중 증가가 이루어졌음을 알 수 있었다.

따라서, 착륙장치 동특성 해석 결과를 바탕으로 착륙장치 및 동체의 설계를 수행하기 위해서는 실질적으로 동체의 유연모드를 고려한 착륙장치 동특성 해석이 이루어져야 할 것이며, 좀 더 심층적인 연구가 진행되어야 할 것으로 판단된다.

본 연구를 통한 해석 방법은 향후 지속적인 능동형 착륙장치 기술연구 과정에 활용될 예정이다.

후 기

본 연구는 산업자원부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발산업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Z. Wolejsza, W. Kowalski, A. Lafitte, G. Mikulowski, L. Remmers, State of the Art in Landing Gear Shock Absorbers, Transactions of the Institute of Aviation, Scientific Quarterly 2, 2005.
- [2] Stephen M. Batil, A Study of Analytic Modeling Technique for Landing Gear Dynamics, AFWAL-TR-82-3027, 1982.
- [3] F. E. Cook, B. Milwitzky, Effect of Interaction on Landing Gear Behavior and Dynamic Loads in a Flexible Airplane Structure, NASA-R-1278.
- [4] N. S. Currey, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, AIAA, Inc., W.D.C., 1988.
- [5] 김두만, 임경호, 황재혁, 이환규, "착륙장치설계기법 연구," 한국항공대학교 항공문제연구소 연구보고서, pp163, 1992.
- [6] ADAMS/View, Car, Aircraft Module Reference Manual, Version 2005 R2, MSC software Co., 2005.