

반디호 복합재 착륙장치의 착륙특성에 관한 해석

최선우*, 박일경**

A Landing Characteristics Analysis for the Composite Landing Gear of the Firefly

Sun-Woo Choi*, Il-Kyung Park**

Abstract

Most of studies for the ground load and ground behavior of landing gear have been conducted with an assumption that the structure of landing gear was rigid body. The assumption of rigid body during design process results in many errors or discrepancy. High ground load occurs in 3 directions on the shock absorbing strut during landing. This ground load initiated high structural deformation.

In this study, the flex-multi-body dynamics is applied to adapt flexible bodies, so the results of analysis can be described close to landing gears real behaviour

초 록

지금까지 착륙장치에 대한 다물체 동역학은 주로 구조물을 강체로 가정하여 지상하중 및 지상거동에 대해 활발한 연구가 진행되어 왔고, 실제 착륙장치 개발에 사용되고 있으나 강체 다물체 동역학에서는 구성품들을 대부분 강체로 가정하기 때문에 해석결과에 많은 오차가 포함될 수 있다. 특히 착륙장치 시스템의 경우 지상 충격 시 3축 방향으로 매우 큰 하중이 발생하고 이로 말미암아 구조 변형이 크게 발생한다. 따라서 구조물을 강체 대신 실제에 보다 가까운 유연체로 모델링을 하는 유연 다물체 동역학 해석을 도입하면 보다 정확한 해석결과를 얻을 수 있다. 반면, 유연 다물체 동역학 해석을 실시하기 위해서는 동역학 모델 및 유한요소 모델 등을 준비하는데 상당한 시간과 기술이 요구된다.

본 연구에서는 반디호에 장착된 복합재 판스프링 착륙장치 구조물을 모델로 지상충격하중 및 동적거동을 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다.

키워드 : 착륙장치(landing gear), 유연 다물체 동역학(flex-multi-body dynamics), 지상 거동(ground behavior), 충격완충특성(shock absorbing characteristics)

* 항공세부계통그룹/swchoi@kari.re.kr

** 항공세부계통그룹/mechguy77@kari.re.kr

1. 서 론

반디 #01, #02호기에 장착된 복합재료 착륙장치는 기존의 올레오-뉴매틱 타입의 충격완충기에 비하여 완충 효율이 뛰어나지는 못하지만 실제 인충기가 아닌 익스피리멘탈(Experimental)급 항공기를 위한 착륙장치로서 저렴한 제작 시간 및 비용과 유지보수의 경제성을 고려하여 유사한 기종에 많이 장착되고 있다.[1] 그러나 공기-유압식 완충기에 대한 연구는 초기 항공기의 개발과 함께 계속적으로 이루어져 왔으나 복합소재를 이용한 판스프링 타입의 착륙장치 개발은 소재의 특성상 아직도 지속적인 연구 필요성이 대두되고 있다.

착륙장치의 개발과정은 충분한 지상하중 분석에 따른 구조물의 설계와 반복적인 충격낙하시험을 수행하면서 조금씩 진보되었다. 그러나 시험을 위한 설비 및 운용비용을 절감하기 위한 자체적인 프로그램을 개발하였으나 실제 이는 최종적인 충격낙하시험(drop test)을 거쳐 해석결과를 입증하는 자료로 사용되고 있는 실정이다. 최근 들어 해외 항공기 제작사와 착륙장치 전문업체들은 이와 같은 단점을 보완하기 위하여, 상용 프로그램을 활용하여 해석도구로 적용하고 있는 실정이다. 최섭[2] 등은 ADAMS를 활용하여 지상충격에 따른 착륙장치 구성품 및 장착부위의 설계하중을 해석하고 설계에 반영하였다.

지금까지 착륙장치에 대한 다물체 동역학은 주로 구조물을 강체로 가정하여 지상하중 및 지상거동에 대해 활발한 연구가 진행되어 왔고, 실제 착륙장치 개발에 사용되고 있으나 강체 다물체 동역학(rigid-multi-body dynamics)에서는 구성품들을 대부분 강체로 가정하기 때문에 해석결과에 많은 오차가 포함될 수 있다. 특히 착륙장치 시스템의 경우 지상 충격 시 3축 방향으로 매우 큰 하중이 발생하고 이로 말미암아 구조 변형이 크게 발생한다. 따라서 구조물을 강체 대신 실제에 보다 가까운 유연체로 모델링을 하는 유연 다물체 동역학(flexible-multi-body dynamics) 해석을 도입하여 보다 정확한 해석결과를 얻을 수 있다. 반면, 유연 다물체 동역학 해석을 실시

하기 위해서는 동역학 모델 및 유한요소 모델 등을 준비하는데 상당한 시간과 기술이 요구된다.

기존의 연구결과를 바탕으로, 본 연구에서는 판스프링 착륙장치의 유연체 구조물을 모델로 지상충격하중 및 동적거동을 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다.

2. 지상충격 해석

2.1 모델링

착륙장치 지상하중 및 지상 동적거동 해석을 위하여 전산동력학 해석 범용 소프트웨어인 ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical System)를 이용하여 강체로 모델링하였다. 강체 모델을 수행하는데 필요한 입력자료는 각 강체의 무게, 무게중심, 관성모멘트 등의 물성치와 강체들을 연결하고 있는 스프링, 댐퍼, 조인트 등의 특성치 자료가 필요하다. 본 연구에서는 설계단계에서 확보한 실제 값들을 사용하였으며, 연결요소에 대한 특성치는 해외전문업체에서 적용하는 경험치를 사용하였다. 또한 공기압력이 클 경우 무시할 수 없는 유압유의 압축성을 고려하였다.

그림 1은 반디#01호기의 착륙장치로 실제 스트러트를 제작하는 데 사용된 "E" 클래스 로빙과 UD 유리섬유의 특성 값을 모두 반영하였으며, 13개의 강체와 17개의 조인트로 모델링 하였다. 형상은 좌우가 대칭형으로 하단부에 휠과 타이어가 장착되어 착륙 시 지상하중을 초기에 집중되도록 하였다. 표 1은 사용한 복합재 유리섬유의 특성값이다.

표 1. Glass/Epoxy UD

구 분	탄 성 른
E_1	31.31 GPa
E_2	9.745 GPa
G_{12}	3.055 GPa
ν_{12}	0.3143

이 프로그램에서 초기 충격을 완충하여 주는 타이어의 역할이 매우 중요하기 때문에 표 2의 타이어 제원과 그림 2에 나타나 있는 압력과 하중에 따른 변위량을 입력하였다. 사용한 타이어는 6.00x6 6PR로서 초기 압력은 45psi 이다.

실제로 항공기 구조물은 정적 및 동적 변위를 갖게 되고 이 영향이 항공기 착륙장치의 운동에 영향을 미치게 된다.

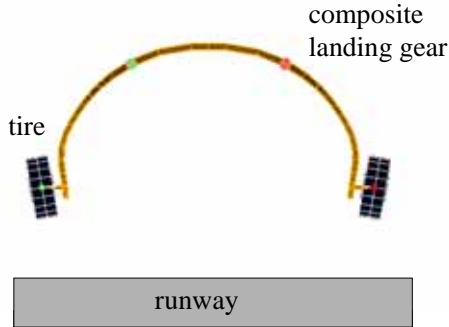


그림 1. 착륙장치 모델링

표 2. 사용한 타이어의 제원

Size		Construction		Service Rating			Flat tire Rad. (in)
6.00x6		Ply	Speed (m/h)	Load (lbs)	Bottoming Load (lbs)		4.6
				6	120	1,750	
Inflated Dimension				Wheel (in)			Loaded Radius (in)
Outside Dia.		Section Width		1 = Width Between flanges 2 = Ledge diameter			
Max	Min	Max	Min	size	1	2	
17.5	16.8	6.3	5.9	6.00x6	5.0	6.0	6.90

2.2 운동방정식

다물체 동역학에서 기계계(mechanical systems)는 조인트, 댐퍼, 스프링 등으로 연결되어져 부분적 또는 전체적으로 상대운동을 하는 강체들의 집합으로 정의된다. 이러한 기계계의 특성은 강체들의 강성, 강체간 조인트의 종류, 댐퍼, 스프링 등의 물성치에 의해 규정되어지며, 범용 다물체 동적 해석 프로그램은 이러한 특성치들을 입력자료로 이용하여 기계계의 동적해석에 필요한 운동방정식과 구속조건을 생성하여 해석을 수행한다.

다물체 동역학 해석 프로그램은 입력된 기계계의 연결성 및 물리학적, 기구학적 특성치들로부터 동적해석에 필요한 운동방정식과 구속함수를 생성한 뒤 이들을 연립하여 다음과 같은 형태의 식을 구성한다.

$$M \ddot{q} + C \dot{q} + Kq - \sum_{j=1}^n Q_j - \sum_{j=1}^m \frac{\partial \Phi_j}{\partial q} \lambda_j = 0 \quad (1)$$

여기서, q 는 일반좌표, Φ_j 는 j 번째 구속함수, λ_j 는 구속과 관련된 라그랑지 승수이며, Q_j 는 j 번째 일반력을 나타낸다.

식 (1)은 6개의 비선형 2차 미분방정식으로 식 (2)와 같이 변수 u 를 도입하는 일반적인 방법의 의해서 12개의 1차 미분방정식으로 변환된다.

따라서

$$M \dot{u} + C u + K u - \sum_{j=1}^n Q_j - \sum_{j=1}^m \frac{\partial \Phi_j}{\partial u} \lambda_j = 0 \quad (2)$$

$$\Phi(x, y, z, \Psi, \theta, \Phi) = 0 \quad (3)$$

위 식 (1), (2)는 12개의 1차 미분방정식을 구성하며, 3개의 식 (1), (2), (3)은 입력된 기계계를 모두 정의한다. 이렇게 구성된 식에 다음과 같이 뉴턴 반복법(Newton iteration method)을 적용하여 수치해석을 수행한다.

여기서, J 는 계의 자코비안, Δq_p 는 계의 변수증분벡터, e_p 는 오차항의 벡터이며, p 는 적분 단계를 나타낸다.

매반복 단계마다 Stiff 적분 알고리즘을 이용하여 다음과 같이 일반좌표계의 새로운 값을 예측한다.

$$\begin{aligned} \{q_{p+1}\} &= \{q_p + \Delta q_p\} \\ \{\dot{q}_{p+1}\} &= \{\dot{q}_p + \Delta \dot{q}_p\} \\ \{\Delta(q_{p+1}, \dot{q}_p)\} &= [J^{-1}]\{-e_p\} \end{aligned}$$

2.3 ADAMS/Flex

Flex는 그림 2와 같이 modal flexibility method를 이용하여 유연체 모델을 만드는 프로그램이다. 유연체 모델을 만드는 과정은 먼저 유한요소 프로그램을 이용하여 유한요소 모델을 만든 후, 모드 해석을 실행하고 해석에 포함할 모드와 인터페이스 노드를 선택한다. 그리고 유한요소 데이터를 유연체 동역학 데이터로 변환시켜주는 프로그램을 이용하여 model neutral file(MNF)을 생성하고, 이파일을 이용하여 유연체 모델을 만들게 된다. 이 MNF에는 절점과 요소에 대한 위치, 무게와 관성치 그리고 모드 형태 등을 포함한다.

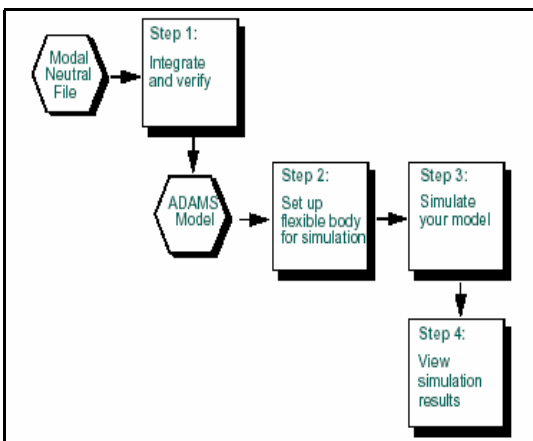


그림 2. Flexibility model 다이어그램

2.4 지상충격 하중

지상 충격시 착륙장치의 타이어에 작용하는 외부 입력하중은 아래 표 5와 같고 모멘트는 기하학적 형상을 고려한 값으로 표현된다.

- Limit Case (2/3 airborne, N=3.0)
 - Wmlg : 5,337 N
 - v : 2.44 m/s (3-point landing)
 - 2.86 m/s (2-point landing)
- Ultimate Case (fully airborne, N=3.0)
 - v : 2.99 m/s (3-point landing)
 - 3.50 m/s (2-point landing)

표 3. Groun Reaction Force

Load Condition	3-point landing	2-point landing
Limit Case		
Drop Height	0.3 m	0.4 m
Equil. Mass	364 kg	392 kg
Ultimate Case		
Drop Height	0.44 m	0.49 m
Equil. Mass	272 kg	272 kg

지상충격시 타이어에 작용하는 하중과 변위의 관계식은 일반적으로 아래 식 (4)로 표현되며, 그림 3과 같이 타이어의 변위/하중 특성을 활용하였다.

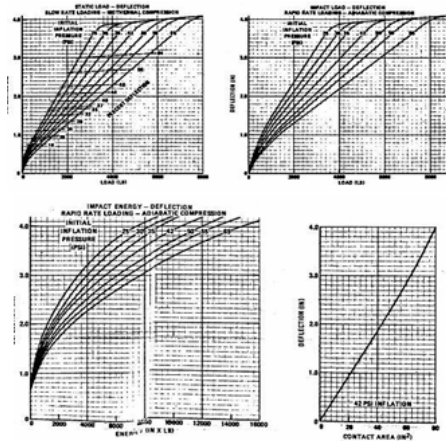


그림 3. 6.00x6 타이어의 성능 곡선

$$F_z = T_m * stroke^b \quad (4)$$

여기서 T_m 과 b 는 실험적으로 결정되는 파라미터이다.

3. 결과 분석

착륙장치 시스템의 경우 지상 충격 시 3축 방향으로 매우 큰 하중이 발생하고 이로 말미암아 구조 변형이 크게 발생한다. 따라서 구조물을 강체 대신 실제에 보다 가까운 유연체로 모델링을 하는 유연 다물체 동역학 (flexible-multi-body dynamics) 해석을 도입하여 보다 정확한 해석결과를 얻을 수 있다. 아래의 그림들은 착륙장치를 극한 상태 (ultimate case)에서 낙하시킨 후 얻은 속도와 최대 하중 그리고 3 축 방향으로의 변위를 보여 주고 있다.

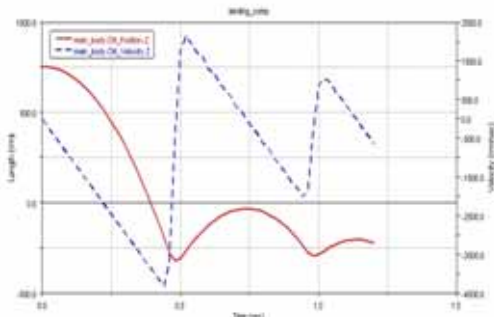


그림 4. 착지 후 시간에 따른 낙하속도의 변화량

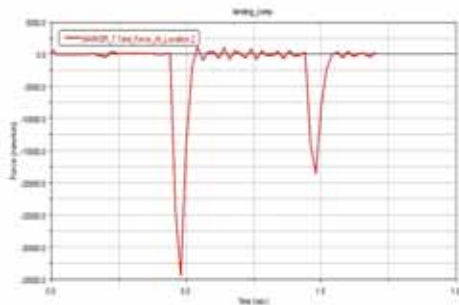


그림 5. 시간에 따른 지상 반력

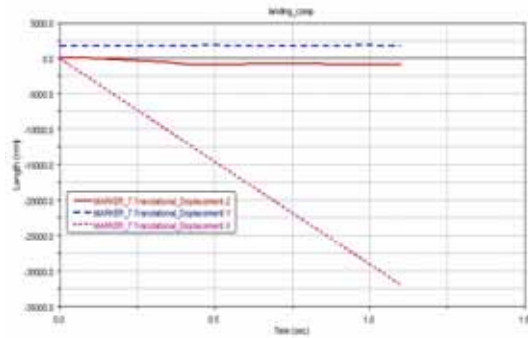


그림 6. 3축 방향의 스트럿 변위량

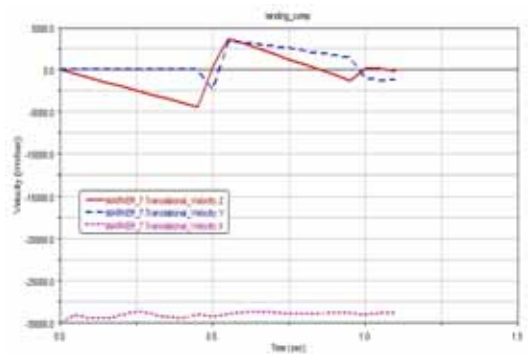


그림 7. 3축 방향의 스트럿 변위에 대한 속도 변화량



그림 8. 지상 반력 전/후의 착륙장치 형상

4. 결 론

착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동을 해석하고자 상용 프로그램을 활용하여, 착륙장치의

동적특성을 나타내는 모델링 및 운동방정식을 유도하고 각 파라미터 변화에 따른 지상 충격하중 및 충격흡수 특성을 분석하였다. 이는 실제 시험을 통하여 얻은 결과[1]와 비교한 결과 85%의 신뢰성을 보였으며 유사한 형상의 착륙장치 설계에 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. 최선우, 안석민, "소형항공기용 고정식 착륙장치의 동적특성에 관한 연구", 2004년 항공우주기술 논문집, 제3권 제2호, 2004년 11월 1일, pp.191-196.
2. 최섭, 이종훈, 최낙윤, 최선우, "항공기 착륙장치 지상충격 거동 해석", 2002년 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2002, pp.160-163.
3. Norman S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices," AIAA Education Series, 1988.
4. Raymer, D.P., "Aircraft Design : A Conceptual Approach," AIAA Education Series, 1980.
5. Roskam, J., "Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and System," Roskam Aviation and Engineering, 1986.
6. FAR Part 23, "Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes", FAA, 1993.
7. MIL-A-8862A, "Strength and rigidity, landing and ground handling loads", 1971.