

技術論文

헬리콥터 강착장치 비선형 충돌해석 및 실험결과 비교

이상민*, 김동현**, 정세운*

Nonlinear Crash Analyses and Comparison with
Experimental Data for the Skid Landing Gear of a Helicopter

Sang-Min Lee*, Dong-Hyun Kim** and Se-Un Jung*

ABSTRACT

In this study, nonlinear crash analyses have been conducted for the skid landing gear of a helicopter. The realistic landing gear model of the commercial helicopter (SB427) is considered. Three-dimensional dynamic finite element model with variable thickness and material plastic behavior is constructed and LS-DYNA(Ver.970) is used to conduct nonlinear transient crash analyses for different impact conditions. Characteristics of nonlinear transient responses due to the ground crash are investigated for typical structural design criteria of a skid landing gear system. In addition, comparison results for maximum crash deformations of the skid landing gear are presented and the important effect of ground friction for numerical accuracy is described.

초 록

본 연구에서는 헬리콥터 스키드형 강착장치에 대한 비선형 충돌해석을 수행하였으며, 실제 운용중인 헬리콥터(SB427)의 강착장치 시스템이 해석에 고려되었다. 재료의 소성 거동특성과 두께변화를 고려한 3차원 유한요소 모델을 구축하였으며, LS-DYNA(Ver.970)를 활용하여 다양한 충돌 조건에 대한 전산충돌해석을 수행하여 특성을 검토하였다. 지면충돌에 기인한 강착장치의 비선형 천이응답이 설계요구조건에 대해 검토되었다. 다양한 충돌조건에 대해 비선형 충돌해석으로 예측한 최대 구조 변형량을 실험결과와 정량적으로 비교하였으며, 마찰의 영향을 고려하는 것이 해석결과의 정확성에 매우 중요함을 보였다.

Key Words : nonlinear crash analysis(비선형 충돌해석), helicopter(헬리콥터), landing gear (강착장치), transient response(천이응답)

1. 서 론

헬리콥터의 강착장치(landing gear)는 일반적으로 스키드(skid)와 휠(wheel) 형태로 구분된다.

2006년 2월 22일 접수 ~ 2006년 7월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및
항공기 부품기술연구소

연락처, E-mail : dhk@gsnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

헬리콥터에서 강착장치는 극한 착륙조건하에서 승객의 안전을 우선적으로 보장할 수 있어야 하며, 동체구조와 각종 장착장비를 보존해야 하는 중요한 역할을 한다. 따라서 강착장치의 구조 안전성 문제는 관련 설계에 있어 중요한 부분을 차지한다. 특히, 헬리콥터 착륙장치의 가장 중요한 설계 요구조건인 동적 충돌특성은 일반적인 해석 기법으로는 정확한 예측이 곤란하다. 공학적인 대변형 충돌문제를 정확하게 해석하기 위해서는 소성변형에 의한 구조의 재료 비선형성(material



Fig. 1. Helicopter model with the skid landing gear system (SB427 by Bell Helicopter Co.)

nonlinearity) 및 기하학적 비선형성(geometric nonlinearity)을 동시에 고려하여야 하기 때문에 매우 복잡한 문제가 된다. 이런 이유로 비교적 최근까지도 실제 제작된 기체를 활용하거나 유사 모델을 제작하여 충돌실험을 통해 구조 안전성 문제를 검증해 왔다. 하지만 충돌실험의 경우 필수 불가결하게 모델의 파손이 동반되므로 다양한 요구조건에 대해 상당한 비용과 시간이 소요될 수밖에 없다. 게다가 설계가 진행되는 과정에서는 충돌실험이 불가능한 경우가 대부분이다. 헬리콥터의 경우 일반적인 고정익 항공기에 비해 지면이나 수면 근처로 저고도 비행을 하는 경우가 대부분이다. 이 때문에 엔진 고장이나 동력전달 계통에 이상이 발생할 경우 오토로테이션(autorotation) 기능으로 안전하게 비상착륙을 할 수 있도록 설계되어야 한다. 따라서, 운용 중 어느 정도는 급격한 충돌착륙 가능성이 반영되어 강착장치가 설계되게 되며 설계규정에 맞도록 안전성이 보장되어야 한다. 이러한 중요성 때문에 최근까지도 헬리콥터 기체 및 강착장치의 충돌해석 및 안전성에 관련된 다양한 연구가 수행되어 왔다[1-8]. 하지만, 헬리콥터의 스키드형 강착장치에 대한 충돌실험 결과에 대해 해석 결과를 비교하여 정확도를 검토한 경우는 드물다.

헬리콥터의 강착장치 중 스키드 형식은 헬릭옵터식 보다 저렴한 개발비용과 짧은 개발일정 그리고 중량절감 효과의 장점을 가지고 있다. 따라서 자중 4톤 이하의 소형급 헬리콥터인 경우 일반적으로 스키드 형식의 강착장치를 장착하게 된다(Fig. 1). 일반적으로 스키드형 강착장치의 구조설계는 다음 세 가지의 주요 사항을 반영해야 한다. 첫째, 허용할 수 있는 범위 내에서 구조를 지지해야 하며, 착륙하중(landing loads)을 제어하기 위해 다양한 유형의 헬리콥터의 착륙 에너지를 흡수할 수 있어야 한다. 둘째, 설계에 요구된 극한 착륙조건(ultimate energy landing)에서도

동체의 밑면이 바닥(ground)에 닿는 현상을 방지하도록 최대 구조변형이 제한적이어야 한다. 셋째, 극한 착륙조건에서 구조물의 어떠한 부품도 파괴가 일어나지 않도록 최대 하중과 모멘트를 고려하여 설계를 해야 하는 특성이 있다. 본 논문에서는 스키드형 강착장치의 주요 충돌설계 요구조건에 대한 비선형 전산충돌해석을 수행하였으며, 해석결과에 민감한 영향을 미칠 수 있는 매개변수를 분석하였다. 또한 해석결과의 정확성을 검토하기 위해 실제 충돌실험 조건에 대한 해석을 수행하여 결과를 비교하였으며, 충돌 후 동적 구조응답 특성을 분석하였다.

II. 이론적 배경

2.1 Explicit Time Integration

동적 충돌현상 해석을 위한 수치 계산방식으로 중앙차분 방식의 시간전진법을 적용하였다. 격자의 탄성 및 소성 변형을 고려하기 때문에 각 시간 스텝에서 요구되는 안정적인 시간 간격은 변화하게 된다. 또한 응력이 변화에 따라 파속도(wave speed)도 변하게 되므로 시간을 주요 적분 변수로 정의한다. 계산시간은 $0 \leq t \leq t_E$, 시간증분은 Δt^n , n 은 1에서 n_{ts} 까지며, t_n 은 n 에서의 시간간격, n 스텝에서의 변위는 $d^n = d(t^n)$ 으로 정의한다.

$$\Delta t^{n+1/2} = t^{n+1} - t^n, t^{n+1/2} = \frac{1}{2}(t^{n+1} + t^n)$$

$$\Delta t^n = t^{n+1/2} - t^{n-1/2} \quad (1)$$

속도에 대한 미분방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{d}^{n+1/2} \equiv v^{n+1/2} = \frac{d^{n+1} - d^n}{t^{n+1} - t^n}$$

$$= \frac{1}{\Delta t^{n+1/2}} (d^{n+1} - d^n) \quad (2)$$

식(2)을 가속도로 표현하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\ddot{d}^n \equiv a^n = \frac{v^{n+1/2} - v^{n-1/2}}{t^{n+1/2} - t^{n-1/2}} \quad (3)$$

속도는 시간 간격의 중간점에서 정의되며 시간간격이 동일하다고 가정하면 식(3)의 가속도는 다음과 같은 전형적인 2차 중앙 미분 방정식으로 표현할 수 있다.

$$\ddot{d}^n \equiv a^n = \frac{(d^{n+1} - 2d^n + d^{n-1})}{(\Delta t^n)^2} \quad (4)$$

여기서, 시간간격 n , 변위 d^n 에 대한 절점 하중이 strain-displacement 식에 의해 계산되면, 식(3)에 의해 $v^{n+1/2}$, $d^{n+1/2}$ 을 구할 수 있다. 시간적분 과정의 기본적인 종속변수는 속도와 응력이기 때문에 초기조건으로 속도와 응력, 재료의 상태 값이 주어져야 하며, 일반적으로 초기 변형은 무시된다. 시간 전진 방식의 계산 순서는 다음과 같다.

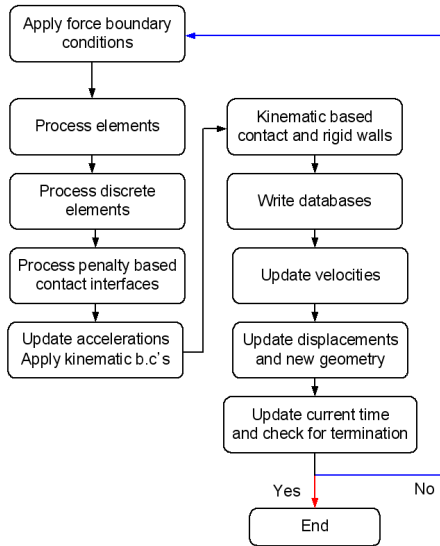


Fig. 2. Load map for the time integration loop of the computational crash analysis

본 연구에서 전산해석에 활용한 LS-DYNA의 경우 충돌해석시 접촉면을 따라 충격을 정의하는 방법으로 kinetic constraint method, penalty method 및 distributed parameter method를 포함하고 있다[9]. 본 연구에서는 스키드형 강착장치의 충돌특성을 잘 반영하기 위해 penalty method를 적용하였다. penalty method는 부분(part) 또는 조각(segment)으로 구성되는 master와 slave의 접촉으로 정의된다. 각각의 slave 절점은 최단거리 내의 master 절점을 찾아 수직방향의 접촉거리를 계산한 후 slave 절점이 master의 표면 속으로 비정상적인 침범현상이 발생했을 경우 해당 침범거리에 비례하는 반대의 힘을 부과하여 비물리적이고 수치적인 침범상태를 수치적으로 배제시키는 방법이다. 즉, master와 slave 사이에서 인공적인 가상의 스프링 반력에 의해 접촉이 정의되는 방식이다.

2.2 충돌해석을 위한 동적 유한요소 모델링

본 연구에서는 SB427 헬리콥터(Fig. 1)의 스키드형 강착장치에 대한 구조해석 및 설계 데이터 [3]를 바탕으로 3차원 동적 유한요소 모델을 자체적으로 구축하였다. 유한요소 모델링을 위한

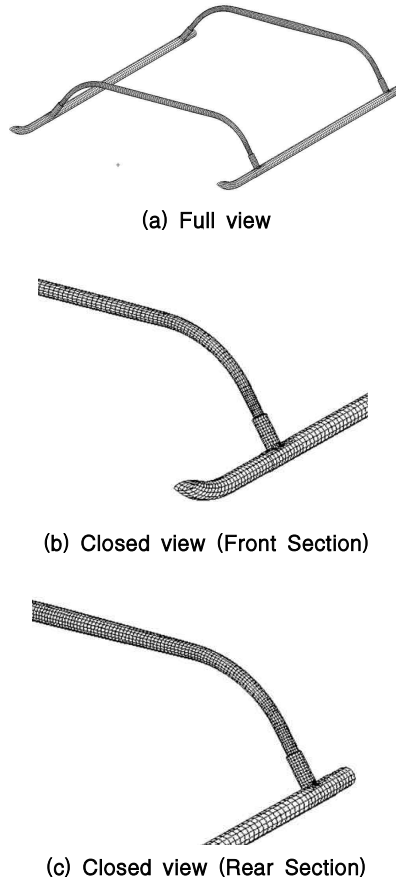


Fig. 3. Finite element mesh for the skid landing gear configuration

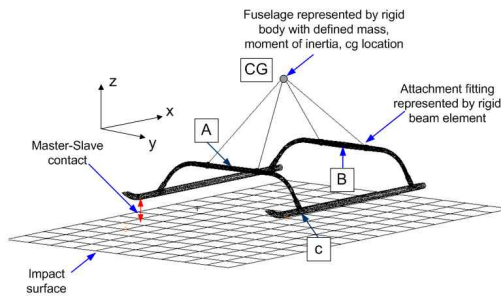


Fig. 4. 3D finite element model of the skid landing gear for dynamic impact analyses

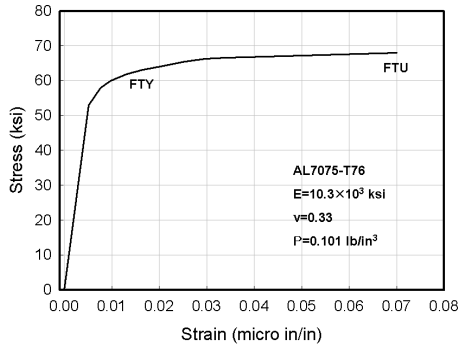


Fig. 5. Strain-stress curve for AL7075

형상정확성 검토를 위해 우선 CATIA(Ver. 5)를 활용하여 강착장치 구조부품에 조립평가를 수행하였다. Figs. 3-4는 자체적으로 구축한 3차원 충돌해석 유한요소 모델을 보여주고 있다. Skid 및 crosstube 구조의 경우 기본적으로 중공 원형 단면을 취하고 있다. 이들 구조는 기본적으로 중립면에 대해 셸요소(shell element)로 모델링 되었으며, 실제 설계와 동일하게 길이방향으로 변화하는 두께 특성이 반영되었다. 모델에 사용된 주요 유한요소는 셸요소, 보요소, spotweld 요소 등이며 모델의 총 요소 수는 9,806개 절점 수는 9,887개이다. 스키드형 강착장치의 충돌 후 동적 거동에 관심이 있으므로 격자를 충분히 세분화하였다. 상부 헬리콥터 본체는 실험모델과 동일하게 집중질량과 질량관성모멘트로 처리되었으며, 자체 관성하중이 강착장치에 전달될 수 있도록 강착장치와 연결되었다. 동체 등가질량과 스키드 구조물과 연결은 강제 보요소를 적용하였고, 보수적인 해석결과를 위해 충돌면(impact surface)은 강제지면(rigid ground)으로 가정하였다.

스키드 튜브(tube)구조와 충돌면은 master-slave 접촉조건인 *CONTACT_NODES_TO_SURFACE 키워드를 사용하여 모델링 하였으며, 정지마찰계수(f_s)와 운동마찰계수(f_d) 값은 Ref.6에서와 유사하게 각각 0.5와 0.35를 적용하였다. 충돌시 대변형에 따른 재료의 비선형 효과를 정확하게 고려하기 위해, 소성변형 영역을 포함한 알루미늄(AL7075)의 재료 물성치 입력을 위해, Fig. 5와 같이 소성변형 영역을 포함한 응력-변형률 선도를 입력하였으며, 이를 위해 물성치 모델링 키워드인 *MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY를 사용하였다.

III. 해석결과 및 검토

전술한 바와 같이 헬리콥터의 스키드형 강착장

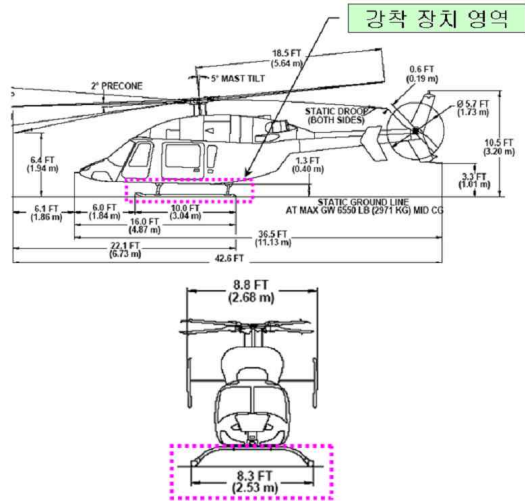


Fig. 6. Geometric configuration of the SB427 helicopter

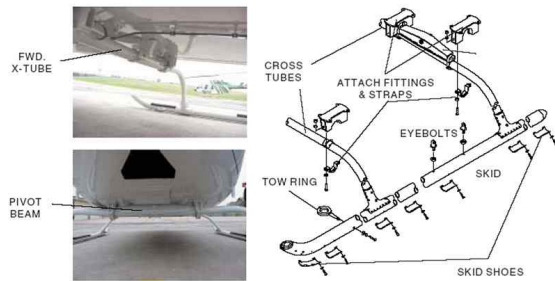


Fig. 7. Closed view and assembly parts of the skid landing gear system

치는 설계 요구조건 중 하나로 특정 충돌조건에서 충돌 후 동체가 바닥에 닿지 않도록 설계되어야 한다. 본 연구에서는 정적변형 및 충돌해석을 위해 MSC/NASTRAN과 LS-DYNA(Ver.970)를 활용하였다. 본 연구에서 고려한 모델은 SB427 헬리콥터의 강착장치이며, SB427은 Bell사와 한국항공우주산업(KAI)이 공동으로 개발한 모델이다.

Fig. 6에는 SB427 헬리콥터의 주요 체원(諸元)을 나타내었다. 설계 총 중량은 6,000 lb이며 최대 순항속도는 140 knot, 설계상의 최대 충돌속도는 8.02 ft/sec이다. 스키드형 강착장치 좌우 폭은 99.6 in, 전체 길이는 119.68 in, 높이는 15.75 in이다. 스키드형 강착장치에 대한 근접 사진 및 조립 부품도는 Fig. 7에 제시되어 있는데, 동체 바닥에 4개 지점으로 부착되게 된다. Table 1에는 탑재 연료조건에 따라 무게중심이 가장 앞쪽에 있는 경우에 대한 질량 관성모멘트 값을 제시하였다. 본 연구에서 고려한 SB427 헬리콥터의

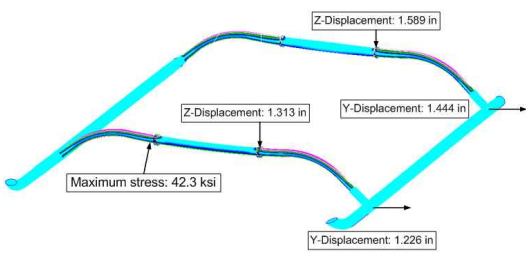


Fig. 8. Deformed shape of the skid gear due to the gravitational weight effect

경우 자중이 6,000 lb에 달하기 때문에 지상에 정상 착륙된 상태에서도 스킵드 기어에 정적 구조변형이 유발되게 된다. Fig. 8은 지상에 정상 착륙한 상태에서 동체의 자중효과에 의해 변형된 강착장치 형상을 보여주고 있다. 이 상태에서 유발되는 최대 응력은 약 42.3 ksi이며, 강착장치 동체 지지부의 수직방향 최대 변위는 후방 지지부에서 약 1.589 in 이다.

Table 1. Mass properties of SB427 helicopter

lxx	lyy	lzz	lxy	lxz	lyx
in·lb·sec ²	in·lb·sec ²	in·lb·sec ²	in·lb·sec ²	in·lb·sec ²	in·lb·sec ²
15,278	70,163	59,355	161	11,729	53

헬리콥터의 착륙 충돌 하중 조건과 관련 근본적인 설계 요구는 FAR(Federal Aviation Rule) 27.501에 잘 나타나 있다. 6,000 lb 급의 경우는 착륙시 지면에 내리는 속도, 즉 침하속도(sink speed)라고 하는데, 크게 침하속도가 6.55 ft/sec인 한계(limit) 조건과, 8.02 ft/sec인 극한(ultimate) 조건으로 나뉘어 진다. 또한 지면에 충돌하는 동적 조건의 경우도 다양할 수 있는데, 지면 관계상 본 논문에서는 실험을 수행했던 조건 중 대표적인 2가지에 대해 기술하였다.

3.1 Level Landing Condition (LLC)

기본적인 스킵드형 강착장치 구조설계 요구조건은 우선적으로 한계(limit) 조건에서 항복(yield)이 일어나서는 안되며 극한(ultimate) 조건에서는 파괴(failure)가 일어나지 않도록 설계되어야 한다. 충돌거동(impact behavior)관련 주요 요구조건은 충돌 후 순간 최대변형 조건에서 동체 바닥 면이 지면에 닿지 않도록 설계되어야 한다. 우선 Fig. 9의 구조 및 수치실험 조건과 같이 12 in 높이에서 지면에 수직으로 자유 낙하하는 기본적인 조건을 고려하여 보았다. 이 높이에서



Fig. 9. Experimental drop test set-up for the level landing condition

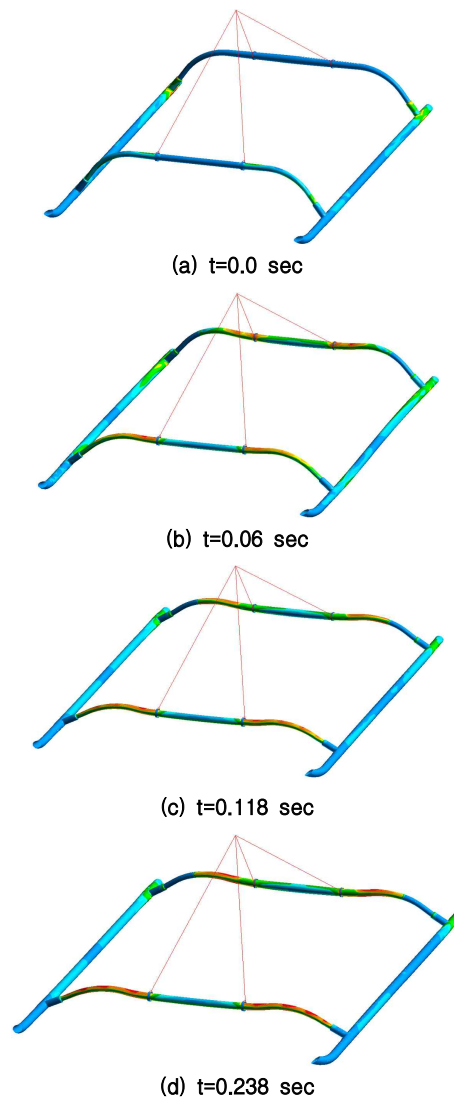


Fig. 10. Instantaneous deformation plots for impact responses (level landing condition)

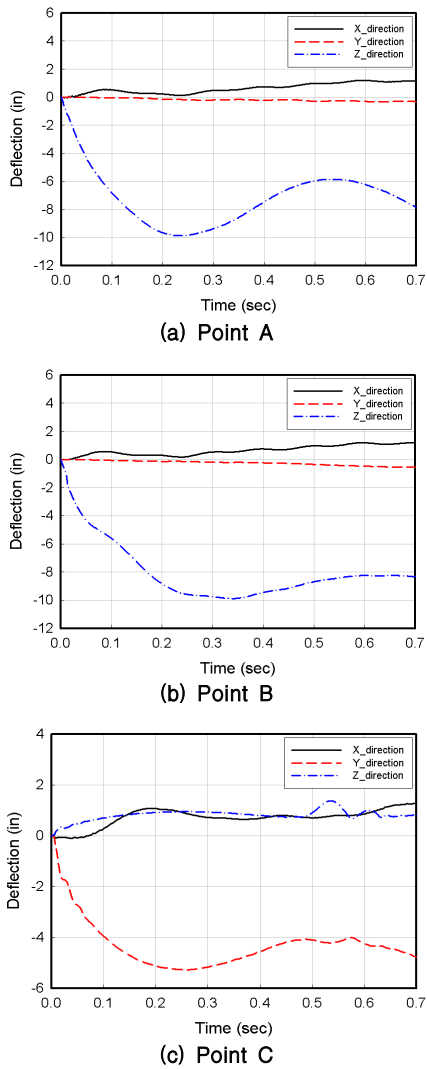


Fig. 11. Comparison of transient responses at several structural points due to free drop (LLC)

자유낙하 하는 경우 지면충돌 속도는 약 8.02 ft/sec로 최대 충돌속도 조건과 동일하게 된다. 전산충돌해석은 Intel CPU P-4 3.2 GHz, RAM 2 GB의 서버급 PC에서 수행되었다. 최대 응답시간 0.7 초를 기준으로 약 160만 회의 비선형 천이응답 계산을 수행하였으며 약 25시간의 계산시간이 소요되었다.

자유낙하 수직 충돌조건에서 충돌 후 시간에 대한 구조변형 형상을 Fig. 10에 제시하였다. 그림을 보면 지면 충돌 후 시간이 진전됨에 따라 강착장치의 구조 변형량이 점차 증대되고 있음을 볼 수 있다. 스키드형 강착장치는 crosstube 구조

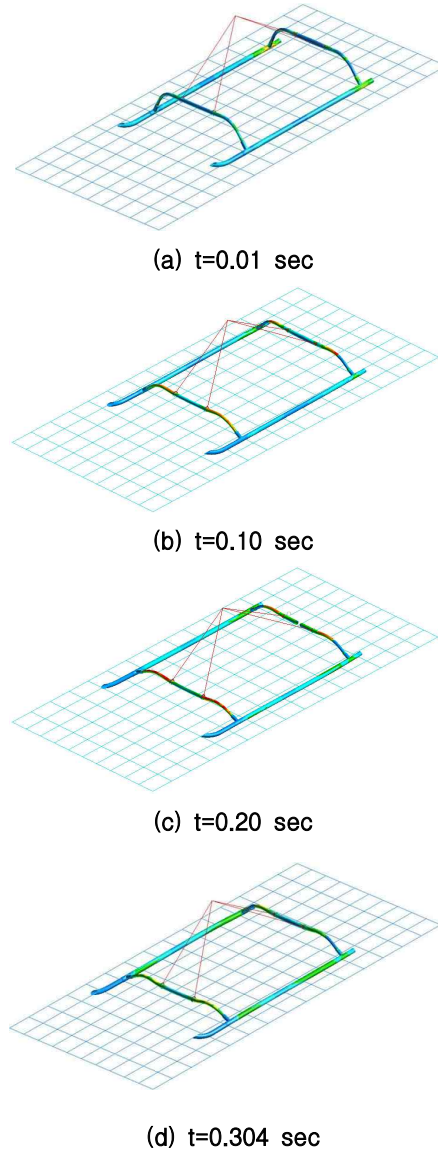


Fig. 12. Instantaneous deformation plots during impact response(landing with drag condition)

의 굽힘 및 인장 변형으로 충격에너지를 흡수하도록 설계되어 있다. 따라서 그림과 같이 충돌 후 측면 곡면부 구조가 퍼지면서 강착장치가 벌어지는 대표적인 형태로 소성변형이 유발되게 된다. 그림에서 0.238초의 경우는 최대 구조변형 조건에 해당한다.

Fig. 11은 강착장치 각 구조 지점에서의 충돌 후 동적응답을 보여주고 있다. 참고로 그림에서 A, B, C의 구체적인 위치는 Fig. 4에 제시되어 있다. 각각 전방과 후방 crosstube에 있는 A와 B

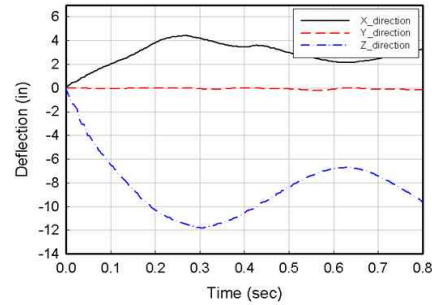
위치의 경우는 충돌시 갑작스런 운동 정지효과로 동체 관성력 대부분이 -z방향으로 가해지기 때문에 -z방향으로의 변형량이 가장 지배적임을 알 수 있다. 그림에서 -z방향 최대 변위는 약 -10 in 정도이다. 하지만, 강착장치의 skid 구조 위치에 해당하는 C지점의 경우(Fig. 11c)는 강착장치 구조가 벌어지는 형상으로 대부분의 충격 에너지를 흡수하게 되므로 y방향 변위가 가장 지배적으로 나타나게 됨을 확인할 수 있다.

3.2 Landing With Drag Condition (LWDC)

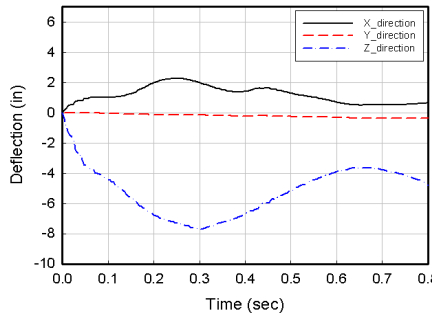
이 경우는 다른 말로 보통 slope landing 또는 running on landing 이라고도 하는데 지면에 대하여 상당량의 경사각을 가지고 착륙하는 조건에 해당하며 경사각도 한계는 26.6° 이다. 따라서 이 조건은 강착장치 구조물 설계에서 가장 가혹한 설계 요구조건에 해당한다고 할 수 있다.

Fig. 12는 LWD 조건에 대해 충돌 후 구조변형 형상을 보여주고 있다. 앞서와 유사하게 crosstube에 큰 변형이 유발되고 있으며, 경사면을 따라 강착장치가 미끄러짐 운동을 보임도 관찰할 수 있다. 보다 세부적인 충돌 후 구조응답 특성을 파악하기 위해 Fig. 11과 마찬가지로 Fig. 13에 각 구조지점에서의 비선형 동적 천이응답을 나타내었다. 본 조건의 경우 강착장치 구조의 z 방향의 최대 변위는 약 -11.9 in 이며, y방향으로는 -5.7 in 정도로 나타났다. 경사 충돌조건이 수직 충돌조건인 경우보다 보다 큰 최대 구조 변형량을 나타내고 있다. 또한 지면에서부터 강착 장치의 높이가 약 15 in 이상이므로 앞서 설명한 충돌설계 조건을 두 경우 모두 만족하고 있다. 참고로 Fig. 14는 LWD 조건에 대해 충돌과정에서 시간에 대한 운동에너지 변화량을 도시한 것이다. 그림을 보면 0.3 초 이상의 응답시간에서는 대부분의 충돌 운동에너지가 거의 소진됨을 확인할 수 있다.

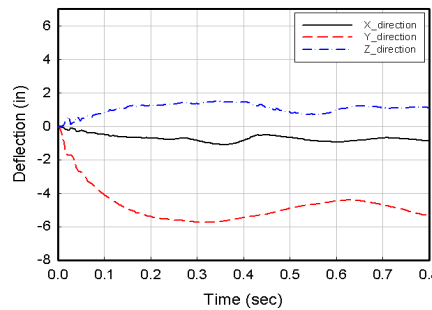
Table 2는 LL와 LWD 조건에 대해 비선형 충돌해석 결과와 지상 실험결과를 비교한 것이다. 해석조건은 지면과의 마찰효과를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우를 모두 나타내었다. 해석시 마찰을 고려하지 않은 경우는 충돌 후 미끄럼 효과가 더 강하게 나타날 수 있기 때문에 최대 구조 변형량을 더 크게 예측하는 경향을 보인다. 결과를 검토해 보면 마찰을 고려한 경우가 실험결과를 보다 잘 예측하고 있음을 볼 수 있다. 마찰을 고려한 경우는 실험결과에 비해 A지점에서 최대 약 5.3%, 마찰은 고려하지 않은 경우는 약 15.8%의 차이를 보이고 있다. 본 결과를 통하여 헬리콥터 강착장치의 정확한 충돌해석을 위해



(a) Point A



(b) Point B



(c) Point C

Fig. 13. Comparison of transient responses at several structural points due to free drop (LWDC)

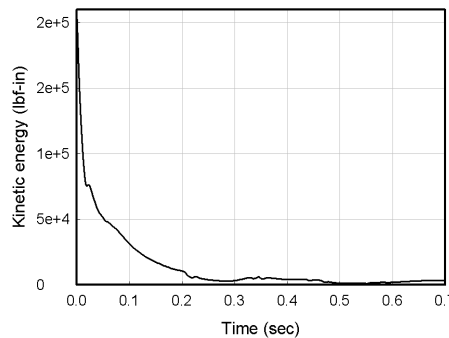


Fig. 14. Total kinetic energy response of the skid landing gear system

서는 지면과의 마찰 효과를 고려하는 것이 매우 중요한 요소임을 알 수 있다.

Table 2. Comparison of maximum displacement

Crash Condition		Max. Displacements (in)		
		A	B	C.G
Level Landing	Without Friction	12.0	12.8	11.8
	With Friction*	9.8	9.9	9.8
Landing with drag	With Friction*	11.9	7.9	10.3
Experiment	Level Landing	10.4	9.6	10.0
	Landing with drag	11.5	8.3	10.4

IV. 결 론

본 연구에서는 실제 헬리콥터의 스키드형 강착장치에 대한 3차원 동적 유한요소 모델링, 비선형 충돌해석을 수행하고 특성을 분석하였다. 해석에서는 재료의 소성변형 특성과 두께분포 변화 등이 정확하게 고려되었으며, 스키드형 강착장치의 경우 비선형 전산충돌해석을 통하여 실제 실험결과를 잘 예측할 수 있음을 확인하였다. 특히, 스키드형 강착장치의 정확한 충돌해석 결과를 얻기 위해서는 마찰을 고려하는 것이 매우 중요한 요소임을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지방기술혁신사업(RTI-04-01-03)과 국립경상대학교 기계항공공학부 NURI 및 2단계 BK 사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

1) Winter, R., Pifko, A. B., and Cronkhite, J. D., "Crash Simulation of Composite and

Aluminum Helicopter Fuselage Using a Finite Element Program", *Journal of Aircraft*, Vol. 17, No. 8, 1980, pp. 591-597.

2) Winter, R. and Pifko, A. B. "Finite Element Crash Analysis of Automobiles and Helicopters", *Structural Impact and Crashworthiness*, Vol. 2, 1984, pp. 278-309.

3) 이상민 외, 헬기 Skid Landing Gear의 하중 및 구조해석, 한국항공우주산업(주) 설계보고서, 1997. 11.

4) Wittlin, G., Schultz, M., Smith M. R., "Rotary Wing Aircraft Water Impact Test and Analyses Correlation", American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2-4, 2000.

5) Konyukhov, A. V., Mikhalov, S. A., "Drop Analysis of the Skid Landing Gear of The Light Helicopter", 7th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, May 19-21, 2002.

6) Tho, C. H., Sparks, C. E., Sareen, A. K., Smith, M. R., and Johnson, C., "Efficient Helicopter Skid Landing Gear Dynamic Drop Simulation Using LS-DYNA", American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.

7) 문종근, 백승훈, 김승조, "헬리콥터 추락 생존성 해석", 항공우주학회 추계학술대회 논문집(1), 서울교육문화회관, 2004. 11.18-19, pp. 625-628.

8) 정세운, 김동현, 이상민, "스키드형 헬리콥터 강착장치 비선형 충돌해석", 2005년 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2005년 8월 30일(화), 서울대학교 신공학관.

9) Hallquist, J. O., LS-DYNA Theoretical Manual, Livemore Software Technology Corporation, May 1998.