

헬리콥터 강착장치 동적 충돌해석 및 실험결과 비교

Dynamic Impact Analysis and Comparison with Experimental Data for the Skid Landing Gear of Helicopter

정세운*, 김동현 (국립경상대학교 기계항공공학부)

이상민 (한국항공우주산업(주))

1. 서 론

헬리콥터의 강착장치(landing gear)는 일반적으로 스키드(skid)와 휠(wheel) 형으로 구분된다. 헬리콥터에서 강착장치는 설계 극한 착륙조건하에서 동체와 각종 전자장비 및 승객의 안전을 보장하는 중요한 역할을 한다. 따라서 강착장치의 구조 안전성 문제는 헬리콥터의 개발에 있어 중요한 부분을 차지한다. 특히, 헬리콥터 착륙장치의 가장 중요한 설계요구 조건인 동적 충돌특성은 일반적인 해석기법으로는 정확한 예측이 곤란하다. 충돌문제를 정확하게 해석하기 위해서는 구조의 재료 비선형성(material nonlinearity) 및 기하학적 비선형성(geometric nonlinearity)을 모두 고려하여야 하기 때문에 매우 복잡한 문제가 된다. 이런 이유로 과거 1970년대부터 비교적 최근 까지도 실제 기체나 유사한 모델을 제작하여 실제 실험을 통해 구조 안전성 문제를 검증해 왔다. 하지만 실험의 경우도 여러 가지 극한 착륙 조건이 요구되기 때문에 상당한 비용과 시간이 소요될 수 있으며, 설계가 진행되는 과정에서는 실험이 불가능한 경우가 대부분이다.

헬리콥터의 경우 일반적으로 항공기에 비해 지면이나 수면에 매우 근접한 비행을 하기 때문에 충돌 가능성이 매우 높은 편이다. 하지만, 추락시의 속도가 고정의 항공기에 비해 높지 않기 때문에 충돌에 적합한 강착장치 설계를 통해 탑승객 및 기체의 안전성을 크게 향상시킬 수 있다. 이런 이유로 오래전부터 최근까지 헬리콥터 기체 및 강착장치의 충돌해석 및 안전성에 관련된 다양한 연구가 수행되어 왔다 [1-7].

헬리콥터의 강착장치 중 스키드 형식은 휠 형식 보다 저렴한 개발비용과 짧은 개발일정 그리고 중량절감 효과의 장점을 가지고 있다. 따라서 자중 4톤 이하의 소형급 헬리콥터인 경우 일반적으로 스키드 형식의 강착장치를 장착

하게 된다(Fig.1).



Fig. 1 Sample helicopter figure with skid landing gear (SB427 by Bell Helicopter Co.).

일반적으로 스키드형 강착장치의 구조 설계는 다음 3가지의 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 바다(ground)에 닿는 현상을 방지하도록 최대 구조변형이 제한적이어야 한다. 셋째, 극한 착륙 조건시 구조물의 어떠한 부품도 파괴가 일어나지 않도록 최대 하중과 모멘트를 고려해야 한다.

본 연구에서는 스키드형 강착장치의 필수적인 설계 요구조건에 대한 근사해석 및 정밀 충돌해석을 위해 3차원 유한요소 모델링을 구축하였으며 전산 충돌해석을 수행하였다. 실제적인 모델링 및 효과적인 해석을 위해 CATIA, MSC/PATRAN, NASTRAN 및 LS-DYNA를 활용하였다. 실제 시험 조건에 대한 충돌해석을 수행하여 실험결과와 비교하였으며, 동적 구조 거동 특성을 분석하였다.

2. 전산해석기법

2.1 Explicit Time Integration

동적 충돌현상 해석을 위한 수치 계산방식으로 중앙 차분 방식의 시간 전진법을 적용하였다. 격자의 탄성 및 소성 변형을 고려하기 때문에 각 시간 스텝에서 요구되는 안정적인 시간 간격은 변화하게 된다. 또한 응력이 변화에 따라 파장속도(wave speed)도 변화에 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, 기간간격 n 에서의 변위는 $d^n \equiv d(t^n)$ 으로 정의한다.

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

$$\Delta t^n = t^{n+1/2} - t^{n-1/2} \tag{1}$$

속도에 대한 미분방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

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

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

식(2)을 가속도로 표현하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

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

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

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

또한 운동방정식의 시간적분은 $f = ma = f^e - f^{int}$ 로 표현하면 절점 속도와 외력의 관계식은 다음과 같다.

$$v^{n+1/2} = v^{n-1/2} + \Delta t^n m^{-1} f^n \tag{5}$$

여기서, 시간간격 n , 변위 d^n 에 대한 절점 하중

이 strain-displacement 식에 의해 계산되면, 식 (3)에 의해 $v^{n+1/2}$, d^{n+1} 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.

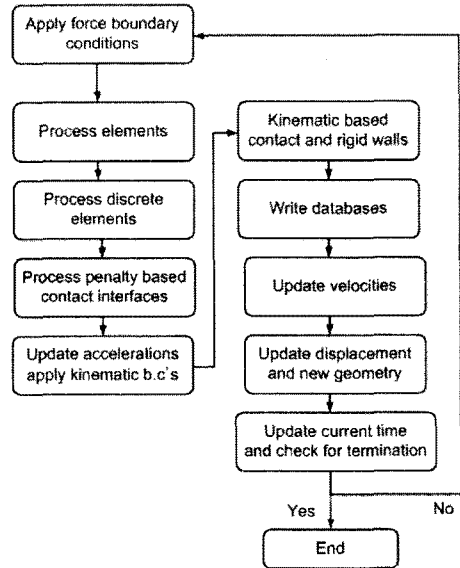


Fig. 2 LS-DYNA time integration loop.

LS-DYNA의 경우 충돌해석시 접촉면을 따라 충격을 정의하는 방법으로 kinetic constraint method, penalty method 및 distributed parameter method가 있다[8]. 본 연구에서는 스키드 기어의 충돌 특성을 잘 반영하기 위해 penalty method를 적용하였다. penalty method는 부분(part) 또는 조각(segment)로 구성되는 master와 slave의 접촉으로 정의된다. 각각의 slave 절점은 최단거리 내의 master 절점을 찾아 수직한 방향의 접촉거리를 계산한 후 slave 절점이 master의 표면 속으로 비정상적인 침범 현상이 발생했을 경우 이 거리에 비례하는 반대의 힘을 부과하여 비물리적이고 수치적인 침범상태를 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) 스키드 기어에 대한 구조해석 및 설계 데이터[3]를 바탕으로 유한요소 모델링을 자체적으로 수행하

였다. CATIA를 활용하여 각각의 스킵드 기어 부품에 대한 최종 조립(assembly)시험을 수행하였다(Fig.3). 또한 충돌해석을 위한 동적유한요소 모델 생성을 용이하게 하기 위해 스킵드 기어 구조물의 일부 부분은 단순화 및 이상화 처리하였다. Fig.4는 본 충돌해석 연구에서의 3차원 유한요소 모델을 보여주고 있다. Skid 및 crossbeam 구조의 경우 기본적으로 중공 원형 단면을 취하고 있다. 이들 구조는 기본적으로 중립면에 대해 쉘요소(shell element)로 모델링 되었으며, 선형적으로 변하는 두께 특성을 입력하여 실제 구조의 입력특성을 반영하였다. 사용된 유한요소는 쉘요소, 보요소, Spotweld 요소 등이며 모델의 총 요소 수는 9806개 절점 수는 9887개 이다. 스킵드의 동적 거동에 관심이 있으므로 비교적 격자를 많이 세분화 하였으며, 상부 헬리콥터 본체는 집중질량과 질량관성모멘트로 모델링 하여 동적 특성을 모사하였다. 등가의 집중 질량과 스킵드 구조물과 연결은 강체 보요소를 적용하였고, 보수적인 해석결과를 위해 충돌면(impact surface)은 강체면으로 모델링 하였다. 스킵드 튜브(tube)와 충돌면은 master - slave 접촉조건인 *CONTACT_NODES_TO_SURFACE 키워드를 사용하여 모델링 하였으며, 정지마찰계수(f_s)와 운동마찰계수(f_d) 값은 Ref.6과 같이 각각 0.5와 0.35를 적용하였다.

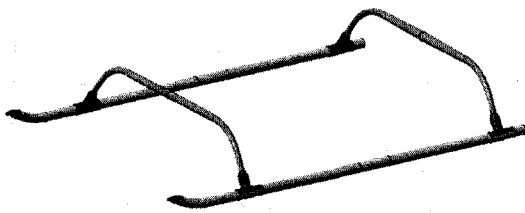


Fig. 3 Assembled 3D geometry for the skid landing gear.

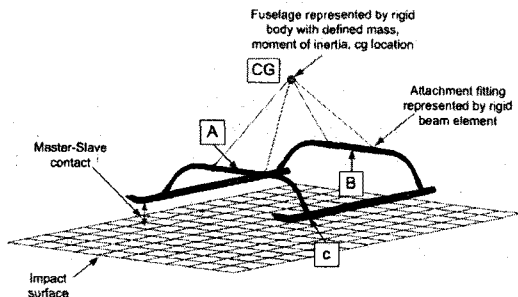


Fig. 4 3D finite element model of skid

landing gear for dynamic impact analyses.

충돌시 대변형에 따른 재료의 비선형 효과를 정확하게 고려하기 위해, 소성변형 영역을 포함한 알루미늄(AL7075-T73)의 재료 물성치 입력을 위해, Fig.5와 같은 응력-변형률 선도를 적용하였다[8]. 이를 위해 LS-DYNA의 물성치 키워드인 *MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY를 적용하였다.

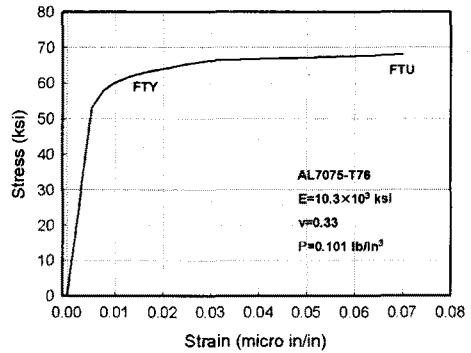


Fig. 5 Stress-strain relation for AL7075-T73 material.

3. 해석결과 및 검토

서론에서 전술한 바와 같이 헬리콥터의 스킵드 기어는 충돌 요구조건 중 하나로 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 스킵드 기어이며, SB427은 Bell사와 한국항공우주산업(KAI)이 공동으로 개발한 모델이다. Fig.6와 같이 주요 제원은 좌우 폭 2.23 m(90 in), 길이는 3.04 m(119.68 in), 높이는 0.41 m(16.25 in) 이다. 설계 총 중량은 2,724 kg (6,000 lb)이며 최대순항속도는 140 knot, 설계상의 최대 충돌 속도는 2.44 m/sec (8.02 ft/sec)이다. 스킵드 기어의 조립 부품도는 Fig.7에 제시되어있으며, Table 1에는 헬리콥터의 총 질량 및 질량 관성모멘트 값을 제시하였다.

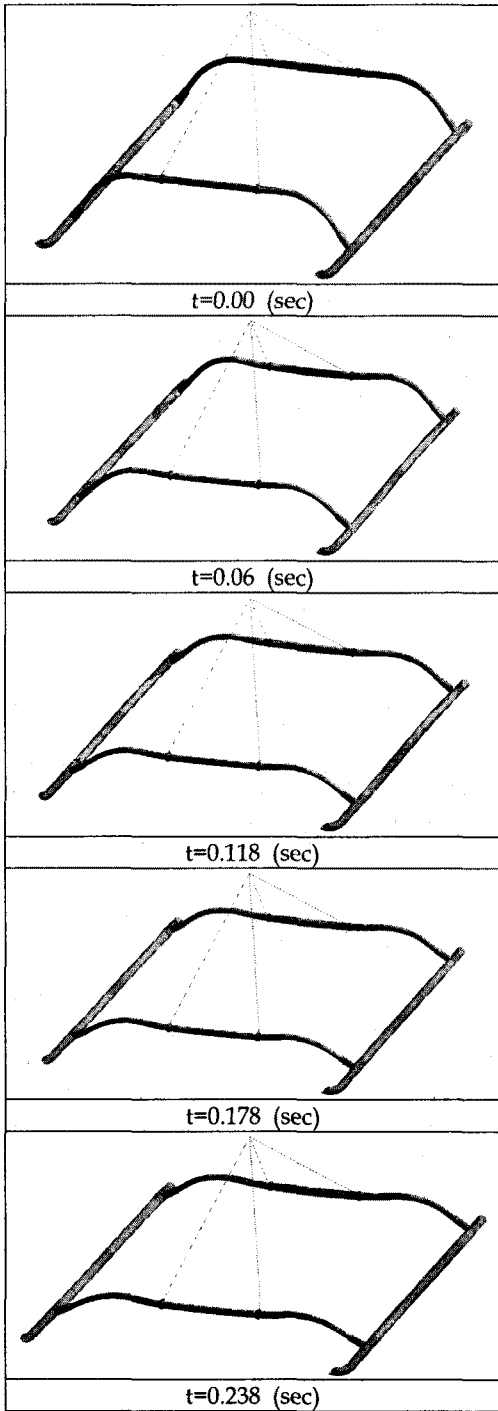


Fig. 10 Instantaneous deformation plots during impact response.

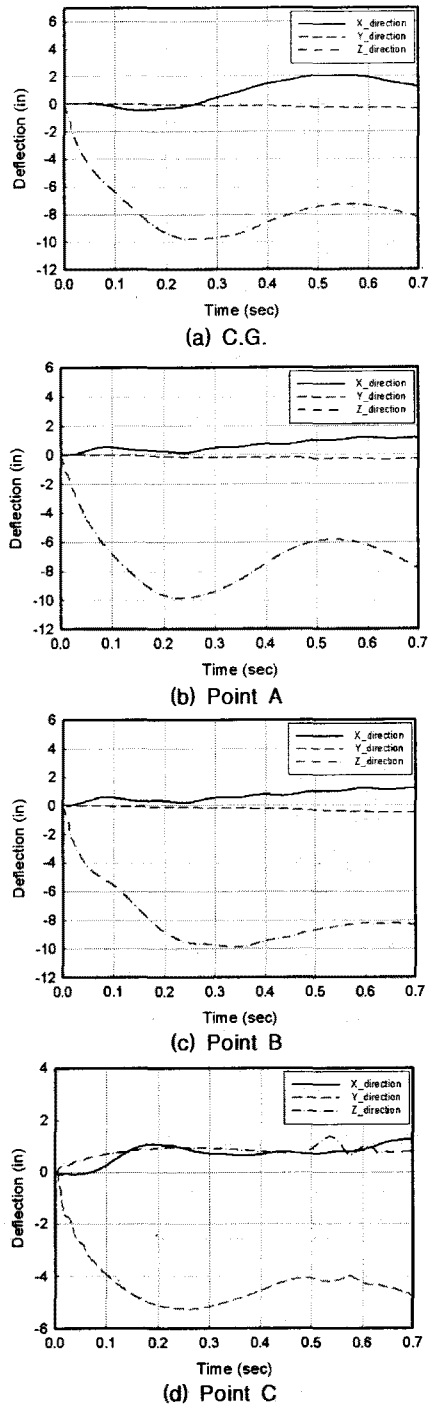


Fig. 11 Deflection responses at several points of skid gear system due to free drop.

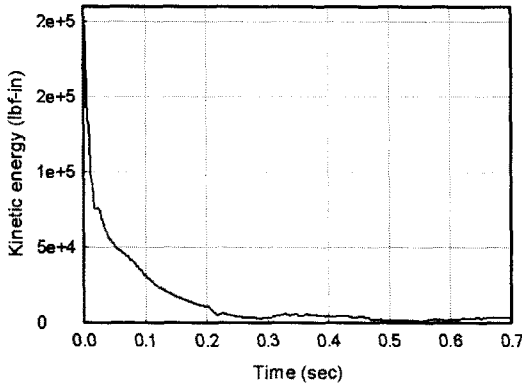


Fig. 12 Total kinetic energy response of skid gear system due to free drop.

Fig.11은 스키드 기어의 각 지점에서의 시간에 대한 충돌 처짐 응답을 보여주고 있다. 그림에서 A, B, C에 해당하는 각각의 위치는 Fig.4에 제시되어 있다. 무게중심 위치와 crossbeam상에 있는 A와 B 위치의 경우는 충돌시 갑작스런 운동 정지로 인한 헬리콥터 자중 관성력 성분의 대부분이 z-방향으로 가해지기 때문에 z-방향으로의 변위가 가장 지배적임을 알 수 있다. 그림에서 z-방향 최대 변위는 약 10in 정도이다. 하지만, 스키드 구조 위치에 해당하는 C의 경우는 스키드 구조가 벌어지는 작용으로 많은 에너지를 흡수하게 되므로 y-방향 변위가 가장 지배적임을 볼 수 있다. 참고로 Fig.12는 충돌과정에서 시간에 대한 운동에너지 변화량을 도시한 것이다. 그림을 보면 0.2초 이상이 되면 대부분의 충돌 운동에너지는 거의 소진되게 됨을 알 수 있다.

Table 2 Comparison of maximum displacement

	Max. Displacements (in)		
	A	B	C.G.
LS-DYAN (no friction)	12.01	12.83	11.79
LS-DYAN (with friction)	9.81	9.87	9.83
Experiment	10.37	9.57	10.0

Table 2는 충돌해석 및 실험결과를 함께 비교한 것이다. 결과를 검토해 보면 마찰을 고려한 경우가 고려하지 않은 경우보다 실험결과에 더 근접함을 알 수 있다. 마찰을 고려한 경우는 최대 오차가 A지점에서 나타났으며 약 5.3%이며, 마찰을 고려하지 않은 경우는 같은 지점에서

약 15.8%의 오차를 보였다.

4. 결론

본 연구에서는 SB427 헬리콥터의 스키드 랜딩기어에 대한 동적유한요소 모델링과 LS-DYNA를 이용한 충돌해석을 수행하였으며, 실험 결과와 비교하였다. 정확한 해석결과를 얻기 위해서는 정교한 유한요소 모델이 필요하며, 이를 위해서는 다양한 유한요소 모델링 노하우가 요구됨을 알 수 있었다. 특히, 실험결과와 비교하여 정확한 충돌해석 결과를 얻기 위해서는 마찰을 고려하는 것이 매우 중요한 요소임을 발견하였다. 본 연구 결과에 따르면 LS-DYNA를 이용한 전산 충돌해석이 실제 충돌 실험결과에 비해 약 5% 이내로 정확한 결과를 제공할 수 있음을 확인하였다.

후기

본 연구는 국립경상대학교 지방대학혁신역량강화(NURI)사업 및 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사를 표하는 바입니다.

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, 헬기 Skid Landing Gear의 하중 및 구조해석, 한국항공우주산업(주) 설계 보고서, 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 춘계 학술대회 논문집(1), 서울교육문화회관, 2004. 11.18-19, pp. 625-628.
- [8] Hallquist, J. O., *LS-DYNA Theoretical Manual*, Livemore Software Technology Corporation, May 1998.