헬리콥터 오토로테이션시 착륙장치 거동에 관한 연구

A Study on the Behavior of Skid Gear During the Helicopter Autorotation

최 형 태*
Hyung-Tai Choi

오 정 진*
Jung-Jin Oh

김 근 원*
Geun-Won Kim

신 기 수*
Ki-Su Shin

Abstract

ROK military helicopters are frequently exposed to the hazard situations due to the characteristic of operation. Especially, helicopter accident may lead to critical damage of human and structure. Accordingly, pilots have to train the autorotation procedures and learn the skill to prevent hard landing.

In this paper, the behavior of skid gear subject to the helicopter autorotation was conducted by using numerical method. The computer simulation approach by using finite element method was employed to accomplish this goal. Additionally, the behavior of skid gear was evaluated for the different landing conditions. In conclusion, the maximum stress concentration was occurred at the attached area of skid cross-tube to the fuselage. Also, it was revealed that the most proper attitude was level landing to prevent hard landing.

Keywords : Finite Element Method(유한요소법), Autorotation(오토로테이션), Hard Landing(하드랜딩), Skid Gear(스키드 기어)

1. 서 론

현재 한국육군에서 운용중인 헬기는 대부분 단발엔진으로 운용간 생존성이 매우 취약하다. 헬리콥터는 구조적 특성상 공중에서 엔진이 정지하게 되면 조종능력을 상실하게 되어 조종사 및 탑승자의 안전에 치명적인 위험을 초래하게 된다.

헬리콥터의 엔진 고장이나 로터(Rotor)계통으로의 동력 전달 차단시 비상착륙을 위해 조종사는 컬렉티브 피치(Collective Pitch)를 이용하여 로터 RPM을 유지시

키는 방법을 사용한다. 이러한 조작방법을 오토로테이션(Autorotation) 착륙이라고 한다. 비상상황시 항공기 착륙장치가 안전하게 지면에 접지될 수 있도록 조종사는 평시 오토로테이션 착륙 훈련 및 절차를 숙달해야 한다.

비상상황에서 오토로테이션을 하게 되면 조종사는 지상 100ft에서 착륙을 위한 조작을 실시하게 되는데 이것을 ‘비상절차’라고 한다. 이때에는 적절한 감속조작과 컬렉티브 피치를 적용하여 지면접지시 충격을 완화할 수 있도록 해야 한다. 이 단계를 수행함에 있어서 조종사의 판단미숙으로 컬렉티브 피치를 늦게 조작한다거나, 반대로 적정고도 이상에서 미리 조작하는 경우 항공기 강하율이 오히려 증가하게 되면서 하드랜딩과 같은 비정상적인 착륙으로 이어지게 된다.

† 2012년 8월 20일 접수~2012년 11월 23일 게재승인

* 국방대학교(KNDU) 국방과학학과

책임저자 : 최형태(pitot59@naver.com)

이는 헬리콥터 파손이나 인명사고로 연결될 수 있으므로 조종사는 착륙조작을 위한 적정고도를 숙지하고 적용해야 한다. 따라서 헬리콥터의 비상착륙시 항공기 및 탑승자의 생존성을 보장하기 위한 핵심요소는 조종사가 콜렉티브 피치를 사용하여 항공기의 강하율을 제로에 가깝게 만들어 주는 착륙방법과 이러한 방법을 적용하는 적정고도라고 할 수 있다.

또한 비상착륙으로 항공기 착륙장치에 심한 충격이 가해졌을 때 일선 부대 정비사들은 육안점검으로 하드랜딩 정비 여부를 결정하게 된다. 그러나 하드랜딩 판단에 대한 고도기준이 없기 때문에 기술교범에 명시되어 있는 전(全) 항목을 점검하게 되면, 많은 정비 인사가 소요되고 항공기의 불가동 상태가 장기화된다. 만약 정비사들이 착륙장치 응력집중부위에 대한 정보를 사전 숙지하고 있다면, 하드랜딩 또는 하드랜딩의 의심되는 상황에서 보다 빠르고 정확한 기체점검이 가능할 것이다.

본 연구에서는 군용 헬리콥터 오토로테이션시 착륙장치에 대한 거동연구를 수행하였다. 이를 위해 헬리콥터의 한계 및 극한 속도를 적용한 유한요소 해석으로 하드랜딩시 착륙장치의 응력분포와 최대응력집중 부위를 알아보고 적정 착륙방법과 고도를 제시하였다.

2. 착륙장치 유한요소해석

가. 헬리콥터 스킵드 모델링

본 연구의 해석대상 헬리콥터는 미국 Bell사와 한국 항공(KAI)가 공동 개발한 M-000 초기 모델을 적용하였으며, 낙하 충돌모사(Drop Simulation)를 통해 충격 하중 변화에 따른 구조적인 거동을 예측하는데 있어서 Dytran 유한요소해석 프로그램을 활용하였다. 그리고 스킵드를 포함한 헬기의 무게중심(Center of Gravity)과 낙하하중(Drop Weight)이 하나의 절점(Node)으로 잘 표현될 수 있도록 모델링하는데 중점을 두었다.

Fig. 1은 M-000 스킵드형 착륙장치의 형상 및 유한요소 모델링을 나타낸 것이며, 요소 수는 9,806개이고 절점 수는 9887개이다. 중공 원형 단면 형태를 갖고 있는 착륙장치의 스킵드 튜브와 크로스 튜브는 셸 요소(Shell Element)로 모델링 하였으며, 선형적으로 변하는 두께를 묘사하여 실제 구조의 특성을 반영하였다. 동체는 4개의 강제 연결 링크를 통해 크로스 튜브의

피팅(Fittings)으로 연결하였으며, 충돌면(Impact Surface)은 보수적인 해석결과를 위해 강체면으로 모델링하여 동적 특성을 모사하였다.

Fig. 1. M-000 skid-gear configuration and FE modeling

이를 위해 경계조건은 Fig. 2와 같이 스킵드가 바닥면을 관통하지 못하도록 충돌면의 6자유도를 완전 구속하였다. 그리고 접촉조건은 착륙 구조물 중 지면과 접촉하는 좌·우측 스킵드 튜브의 밑부분과 지상 충돌면을 마스터-슬레이브 노드 조건(Master-slave Node Option)으로 지정하였다.

Table 1은 크로스 튜브와 스킵드 튜브에 공통적으로 사용된 AL7075의 물성치를 나타낸 것이다.

Fig. 2. Boundary condition

Table 1. AL7075 material

구 분	값	구 분	값
Yield Stress	386MPa	Density	2.81g/cc
		Poisson's Ratio	0.330
Ultimate Stress	462MPa	Elastic Modulus	71.7GPa

나. 해석 시나리오

Table 2는 착륙 상황별 시나리오를 나타낸 것이다.

Table 2. Scenario

구분	착륙 조건	충돌 속도	착륙고도	비고
1	Level landing	6.55ft/sec	30cm	한계
2		8.02ft/sec		극한
3	One skid landing	6.55ft/sec	30cm	한계
4		8.02ft/sec		극한
5	Fore-aft landing	6.55ft/sec	30cm	한계
6		8.02ft/sec		극한

착륙조건은 크게 3가지로, 정상적으로 착륙하는 상황인 수평착륙(Level Landing), 한쪽으로 동체가 기울어져 착륙하는 상황인 좌·우 비대칭 착륙(One Skid Landing), 후방부위부터 먼저 착륙하는 상황인 전·후 비대칭 착륙(Fore-aft Landing)으로 설정하였다. 본 연구에서 충돌속도는, 오토로테이션시 하드랜딩이 발생할 수 있다는 가정 하에 민수헬리콥터 착륙 설계기준으로 설정된 한계조건(6.55ft/sec)과 극한조건(8.02ft/sec)을 유

한요소해석 모델에 적용하였다. 착륙시 고도는 지면으로부터 30cm를 가정하였다.

3. 착륙조건별 유한요소해석 결과

가. 수평착륙(Level Landing)

Fig. 3은 수평 착륙시 한계속도로 충돌하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력 분포 상태를 보여주고 있다. 그림과 같이 응력집중은 동체와 크로스튜브가 연결되는 부위에서 발생하였으며 최대응력(Von Mises)은 373 MPa로 항복응력 이내에서 작용하였다.

Fig. 3. Initial vs. maximum displacement at t=0.19

Fig. 4는 수평 착륙시 극한속도로 충돌하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력들의 분포 상태를 보여주고 있다. 그림과 같이 응력집중은 동체와 크로스튜브가 연결되는 부위에서 발생하였고, 최대응력은 4.72×10^2 MPa로서 재료의 극한 강도인 462MPa를 초과하였다.

Fig. 4. Initial vs. maximum displacement at t=0.23

극한속도로 수평착륙한 착륙장치의 초기 및 최대 변형시 형상을 비교해보면, 하드랜딩한 항공기의 착륙장

치와 동일하게 크로스 튜브 상단과 스킵드 튜브와 연결된 피팅(Fitting) 부위에 응력이 집중된다는 것을 알 수 있다.

Fig. 5. Ultimate velocity at level landing

Fig. 5는 시간변화에 따른 착륙장치의 동적 거동형상을 보여주고 있다. $t=0.23$ 에서 최대 변형이 발생하였고 착륙장치가 본래의 형상으로 복구되지 못하여 소성영역 변형이 있었음을 알 수 있었다.

나. 좌우 비대칭 착륙(One skid landing)

Fig. 6. Initial vs. maximum displacement at $t=0.23$

Fig. 6은 좌우 비대칭 착륙시 한계속도로 충돌하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력들의 분포 상태를 보여 주고 있다. 그림과 같이 응력집중은 동체와 크로스 튜브가 연결되는 부위에서 발생하였고 최대응력은 435 MPa로서 재료의 항복응력을 초과하였다.

한계속도로 좌우 비대칭 착륙한 착륙장치의 초기 및 최대 변형시의 형상비교를 살펴보면 먼저 지면에 접지된 스킵드 튜브에 응력이 더 집중된 것을 확인할 수 있다. 수평착륙과는 다르게 한계속도의 경우에도 재료의 항복응력을 초과한 것으로 볼 때, 좌우 비대칭 착륙은 착륙장치에 취약한 방법으로 판단 할 수 있다.

Fig. 7은 시간변화에 따른 착륙장치의 동적 거동형상을 보여주고 있다. $t=0.23$ 에서 최대 변형이 발생하였고 착륙장치가 원형으로 복구되지 못하여 소성변형이 발생하였음을 알 수 있었다.

Fig. 8은 좌우 비대칭 착륙시 극한속도로 착륙하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력들의 분포 상태를 보여 주고 있다. 그림과 같이 대부분의 응력은 동체와 크로스 튜브가 연결되는 부위에서 발생되었고 최대응력은 475MPa로 재료의 극한응력을 초과하였다.

Fig. 8. Initial vs. maximum displacement at $t=0.24$

극한속도로 좌우 비대칭 착륙한 착륙장치의 초기 및 최대 변형시의 형상을 비교하면 극한속도로 착륙했을 때와 변형정도는 유사하나 스킵드 튜브에서 파단 현상이 발생되어 좌우 비대칭 착륙이 가장 취약한 착륙방법인 것이 재확인 되었다.

Fig. 9는 시간변화에 따른 착륙장치의 동적 거동형상을 보여주고 있다. $t=0.24$ 에서 최대 변형이 일어났고 $t=0.37$ 부터는 크로스 튜브와 스킵드 튜브 연결부위에서 파단이 발생하였다.

Fig. 7. Limit velocity at one skid landing

Fig. 9. Ultimate velocity at one skid landing

헬리콥터 오토로테이션시 착륙장치 거동에 관한 연구

Fig. 11. Limit velocity at fore-aft Landing

Fig. 13. Ultimate velocity at fore-aft Landing

다. 전후 비대칭 착륙(Fore-aft Landing)

Fig. 10은 전후 비대칭 착륙시 한계속도로 착륙하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력들의 분포 상태를 보여주고 있다. 그림과 같이 대부분의 응력은 먼저 지면에 접지되는 후방 크로스튜브에서 발생되었고, 최대응력은 457MPa로서 항복응력을 초과하였다.

Fig. 10. Initial vs. maximum displacement at t=0.21

한계속도로 전후 비대칭 착륙한 착륙장치의 초기 및 최대 변형시 형상비교를 살펴보면 후방 크로스에 응력이 집중이 되긴 하지만 수평 착륙과 유사하게 착륙장치의 형상에 큰 변화가 관찰되지는 않았다.

Fig. 11은 시간변화에 따른 착륙장치의 거동형상을 보여주고 있다. t=0.21에서 최대 변형이 일어났고 다시 착륙장치의 원형을 회복했지만 항복응력을 초과하는 충격이 가해졌음을 확인할 수 있다.

Fig. 12. Initial vs. maximum displacement at t=0.18

Fig. 12는 전후 비대칭 착륙시 극한속도로 착륙하는 순간 착륙장치에 작용되는 응력들의 분포 상태를 보여주고 있다. 그림과 같이 대부분의 응력은 동체와 크로스튜브가 연결되는 부위에서 발생하였고 최대응력은 483MPa로서 재료의 극한응력을 초과하였다.

Fig. 13은 시간변화에 따른 착륙장치의 거동형상을

보여주고 있다. t=0.18에서 최대 변형이 일어났고 파단은 발생하지 않았지만 착륙장치 형상이 변형되어 소성 변형이 발생한 것을 알 수 있다

4. 결과분석

Fig. 14는 착륙방법별 응력변화를 그래프로 도식화한 것이다. 착륙방법별 응력변화를 살펴보면, 한계속도는 수평 착륙 시에만 항복응력 기준을 만족하였고 극한속도로 착륙시에는 모두 극한응력을 벗어났다.

Fig. 14. Stress changes according to landing types

그리고 수평 착륙과 전후 비대칭 착륙은 착륙시 스킵튜브 접지면이 좌우 비대칭 착륙 보다 상대적으로 넓기 때문에 파단이 발생하지 않았다. 또한 좌우 비대칭 착륙은 극한속도 착륙에서 형상이 파단되는 거동을 일으켜 가장 위험한 착륙방법임을 판단할 수 있다.

오토로테이션으로 비상착륙시 조종사는 항공기와 탑승자의 생존성이 보장되도록 착륙해야 한다. 착륙방법별 유한요소해석 결과를 바탕으로 가장 안전한 착륙방법을 판단해 보면 한계속도에서 착륙장치 형상을 유지했던 수평 착륙으로 확인되었다. 반면에 가장 위험한 착륙방법은 좌우 비대칭 착륙으로 항공기 중량 및 낙하속도로 인해 착륙장치에 극한응력 이상이 집중되어 파단 현상이 발생하였다.

해석에 사용된 착륙장치는 지면에서 30cm 높이에서 낙하하였을 경우 한계속도 6.55ft/sec, 극한속도 8.02

ft/sec를 기준으로 설계되었다. 본 연구에서는 설계기준 속도를 유한요소해석을 통해 검증해 보았고 좌우 비대칭 착륙 극한속도 착륙방법을 제외하고는 설계기준을 만족시켰음을 확인하였다.

Table 3은 일선 항공대대 정비사가 정비 작업시 참고하는 기술교범(TM-55-1520)중 하드랜딩 분야 점검항목으로 현재 한국 육군에서 운용되는 헬리콥터에는 하드랜딩 점검을 위한 명확한 기준이 없는 실정이다.

Table 3. Inspection items of hard landing

점 검 항 목
① 랜딩 기어 스키드 튜브 및 크로스 튜브의 손상과 정상보다 휘어졌는지 검사/후방 크로스 튜브 장착부의 손상을 검사
② 모든 커플링과 문의 적절한 장착 및 정렬 검사
③ 육안검사를 위한 커플링 제거
④ 트랜스미션 장착부분의 기체 구조물 검사
⑤ 테일 스키드 튜브와 마운트의 손상 검사
⑥ 마스트 조종로드 및 컬렉티브 슬리브 조립체 검사
⑦ 유압 조종계통 검사
⑧ 마스트, 허브 모멘트 스프링, 플레이트 조립체 변형 여부 검사

해석결과로 조종사가 오토로테이션 비상착륙을 시도했을 경우 최소 지상 30cm에서 최종적으로 착륙을 위한 조종간 조작을 하지 않으면 하드랜딩이 발생할 수 있음을 확인 할 수 있었다. 또한, 하드랜딩이 의심되는 상황인 경우 해석결과를 적용하여 동체와 크로스튜브 연결부위 4개소, 크로스튜브와 스키드튜브 연결부위 4개소에 대한 집중점검이 필요함을 추정할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 비상착륙시 헬리콥터 한계 및 극한

속도를 유한요소해석을 통해 검증하여 적정 착륙방법과 고도를 제시하고, 하드랜딩시 착륙장치의 응력분포 및 최대 응력 집중부위를 제시하였다. 그리고 착륙방법별 유한요소해석 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 오토로테이션으로 비상착륙시 착륙방법별 스키드 착륙장치 동적거동 유한요소해석결과 수평 착륙과 전후 비대칭 착륙은 한계 및 극한속도시 착륙장치 원형이 변형되었고, 좌우 비대칭 착륙은 극한속도시 소성변형을 벗어나 파단까지 발생하여 가장 위험한 착륙방법인 것으로 확인되었다.

둘째, 하드랜딩을 방지하기 위해서는 지면으로부터 30cm 높이에서 착륙을 위한 조작을 완료후 수평 자세로 착륙하는 것이 필요함을 알 수 있었다.

셋째, 스키드 착륙장치의 응력은 동체와 크로스튜브 연결부위, 크로스튜브와 스키드튜브 연결부위 8개소에 집중되므로 정비사는 육안점검시 응력집중부위 위주의 점검이 필요하다.

후 기

본 연구는 지식경제부 및 정보통신산업진흥원의 대학 IT연구센터 지원사업(NIPA-2012-H0301-12-2008)의 연구결과로 수행 되었습니다.

References

- [1] 이강용, “응력해석 및 재료거동학”, 연세대학교 출판부, 2006.
- [2] 신병철, “비파괴검사 공학”, 대웅, 2000.
- [3] MSC. Software, Nas 120 course note, 2010.
- [4] Howard D. Curtis, “Fundamentals of Aircraft Structural Analysis”, 1997.
- [5] R. C. HIBBELER, “Mechanics of Materials”, Person Prentice Hall, 2011.
- [6] 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, pp. 591~597.