6자유도를 고려한 회전익 항공기 착륙장치의 동특성 해석

박완수* · 황재업* · 현영오* · 황재혁** · 배재성** · 김태욱***

Dynamic Characteristics Analysis of Landing Gear that Consider 6-Degree of Freedom of Helicopter

Wansoo Park* · Jaeup Hwang* · Youngho Hyun* · Jaehyuk Hwang**
Jaeseoung bae** · Taewook Kim***

ABSTRACT

In this paper, full body modeling and analysis of nose and main landing gear's characteristics of a helicopter are performed using the dynamics analysis program ADAMS. Also, when land limiting about helicopter body's degree-of-freedom, compared the characteristics. In the case of helicopter, because there are a lot of dangerous missions under flight condition that is disadvantageous than fixed wing airplane, need more detailed research for a helicopter.

Key Words: Helicopter landing gear, Dynamic Analysis, Shock Absorber, ADAMS, MR fluid

1. 서 론

우리나라는 국토의 면적도 적고 그 면적 또한 70% 이상이 산악 지대로 구성되어 있어 항공 산업이 다른 산업에 비해 출발점도 늦었지만 전반적인 발전에 제약이 많았다. 세계 2차 대전 이후로 실용화되기 시작한 회전익 항공기는 7~80년대에 국력의 신장에 힘입어 군에서 다양한 임무 수행 능력으로 인해 활용도가 증가하였으며, 최근에는 민·군 분야에서 그 유용성이 높아졌다. 이러한 이유로 국내·외에서 회전익 항공기의 수요가 증가하고 있으며, 국내에서도 회전익 항공기의 설계·제작 기술에 대한 연구가 진행되고 있다. 최근에 다양한 용도의 헬리콥터를 운영하면서 등반길에 발생하는 응급사고에 대한 수색 구조 활동이나 빈번하게 발생하는 산불 진화작업 등 헬리콥터의 용도는 날이 갈수록 커지고 있어 국내에서 운용하는 헬리콥터의 숫자도 급격하게 증가하고 있다.

일반적으로 회전익 항공기는 고정익 항공기에 비행 특성상 악천후와 강풍 등 불리한 조건에서의 비행이 많다. 또한, 회전익 항공기는 저고도에서의 비행이 대부분이며, 고정익 항공기가 잘 닦여진 활주로에서 이·착륙을 하는 반면 회전익 항공기는 산악지형이나 좁은 공간 등 다양한

* 학생회원, 한국항공대학교 기계공학과 대학원
** 정회원, 한국항공대학교 교수
*** 정회원, 한국항공우주연구원

착륙 조건하에서 이·착륙이 이루어진다. 특히, 항공기 착륙특성에 민감하게 영향을 미치는 강하 속도의 경우도 회전익 항공기가 고정익 항공기에 비해 빠른 편이다. 회전익 항공기의 착륙장치는 일반적으로 skid type, wheel type, float type 으로 나눠진다.

이 중 본 연구에서 다뤄지는 wheel type은 일반적으로 4ton 이상의 중·대형 회전익 항공기에 사용되고 있으며 Fig. 1에서와 같이 착륙장치의 효율이 가장 좋은 오리피스 형식의 공기-유압식 완충장치(Oleo-Pneumatic Shock absorber)를 사용하여 해석을 수행 하였다[1].

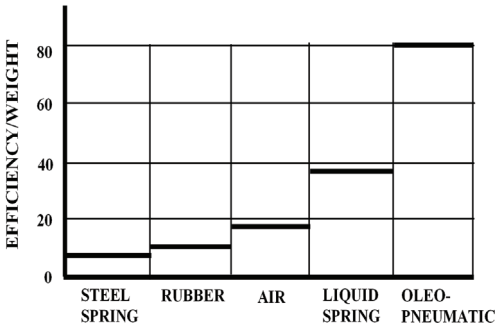

Fig. 1 Efficiency of landing gear type

2. 전기체 및 착륙장치 모델링

2.1 모델링

본 연구에서 사용된 전기체 모델의 회전익 항공기 착륙장치는 ADAMS[2]에서 nose landing gear 1개와 main landing gear 2개로 설계 하였다. ADAMS 내에서 강체와 조인트로 착륙장치를 설계하였다. Fig. 2는 nose, main landing gear의 개념도를 나타내고 있다. Nose landing gear는 1개의 공기실과 1개의 오일실로 구성하였고 main landing gear 는 각각 2개의 공기실과 오일실로 구성 하였다. 각각의 landing gear를 구성하여 그 위에 Fig. 3 과 같이 동체를 고정 시켰다.

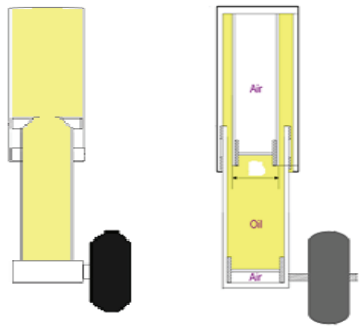

Fig. 2 Nose & main landing gear

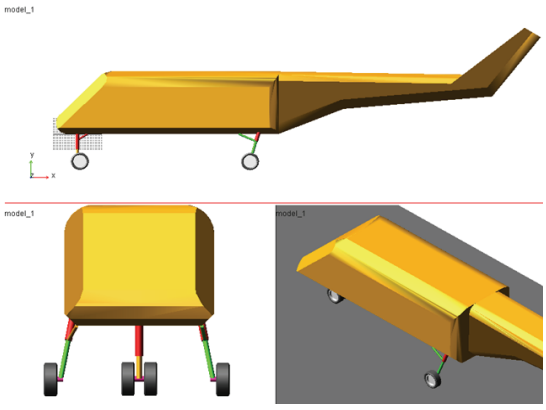

Fig. 3 Full body modeling using ADAMS

2.2 착륙장치의 내력

착륙장치의 내부에 작용하는 힘들은 스프링 역할을 하는 공기력, 감쇠력, 마찰력, 타이어의 강성으로 구분 하였다.

2.2.1 공기력 (Air spring force)

착륙 시 회전익 항공기를 지탱해고, 이륙 시 착륙장치를 펼침 상태로 복원하는 스프링 역할을 한다. 수축과 펼침은 착륙장치의 스트로크에 따라 변화한다. 이 때 공기력은 Eq.1과 같은 비선형 식으로 나타나게 된다[3,4].

$$F_a = A_a\left[P_0\left(\frac{V_0}{V_0 - A_h S}\right)^n - ATM\right] \quad - (1)$$

여기서 A_a= 공기실의 단면적, V_0= 초기공기실 부피, P_0= 초기공기실 압력, A_h= 오일실 면적, n= 폴리트로픽 지수를 나타낸다. Eq.1에 설계 치수를 적용하여 nose, main landing gear의 스트로크에 대한 공기력 선도는 각각Fig. 4 와 Fig. 5로 나타 낼 수 있다. 단, 폴리트로픽 지수 n은 1.04이다.

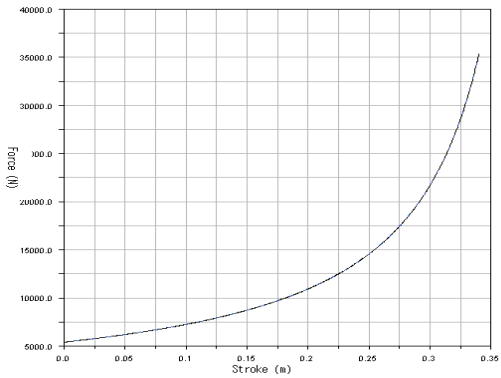

Fig. 4 Stroke vs force of nose landing gear air spring

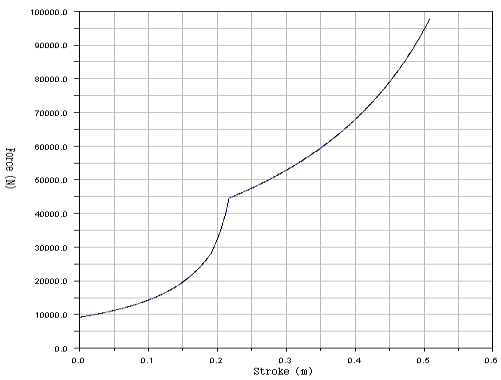

Fig. 5 Stroke vs force of main landing gear air spring

회전익 항공기는 착륙 시 하중의 90% 이상이 main landing gear로 작용하기 때문에 앞에서 언급했듯이 main landing gear 설계 시 두 개의 공기실을 사용하였다. Fig. 5에서 변곡 지점이 있는데 그 이유는 두 번째 공기실이 작용하므로 Fig. 5 와 같은 dual acting 현상이 나타난다[4].

2.2.2 감쇠력 (Damping force)

유압유가 오리피스를 흐르면서 발생하는 힘으로써 착륙장치의 타이어가 지상에 충돌 할 때, 운동에너지를 흡수하는 damper역할을 수행하며, 베르누이식과 연속방정식, 힘의 평형 방정식을 이용하여 Eq. 2를 유도할 수 있다. 오리피스 형상은 시뮬레이션 실행 시 용이하게 하기위해 단일 오리피스로 하였다.

$$F_0 = A^* \left[\frac{\rho A_s^2 S^2}{2(C_d A_n)^2} \right] \qquad (2)$$

여기서 A^*= 오리피스의 기준 면적, C_d= 유량계수, ρ= 오일밀도, $\dot{S}$= strut 속도를 나타내고 있다. Fig. 6과 Fig. 7 은 strut의 속도에 대한 감쇠력을 나타내고 있다.

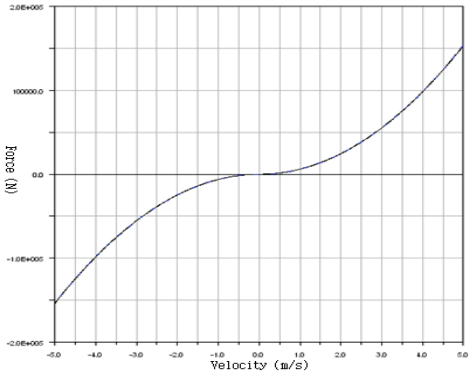

Fig. 6 Damping force of nose landing gear

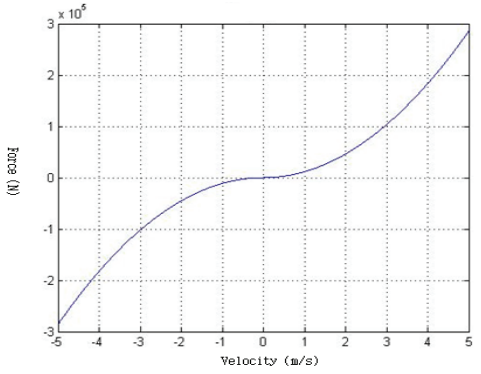

Fig. 7 Damping force of main landing gear

2.2.3 마찰력 (Friction force)

착륙장치의 outer cylinder 와 inner cylinder 사이의 조인트에 마찰 계수와 스프링 백, 완충기 offset등을 고려하여 마찰력을 Eq. 3 과 같이 표현 하였다.

$$F_f = \mu (F_a + F_o) \tag{3}$$

2.2.4 타이어 설계 (Tire design)

본 연구에서 타이어는 longitudinal slip 효과와 lateral slip 효과가 서로 관계가 없는 단지 간단한 운동일 경우에 대해서 표현하여 타이어의 특성은 Eq. 4와 같이 표현 한다.

$$F_T = \min(0.0 \ , \ (F_{ZK} + F_{ZC})) \tag{4}$$

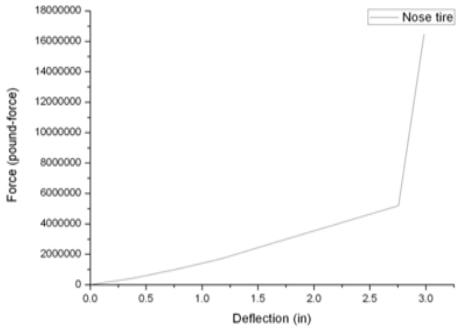

Fig. 8 Property of nose tire

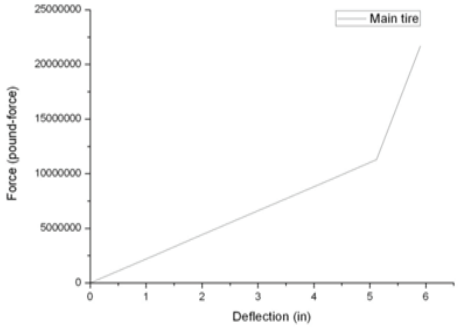

Fig. 9 Property of main tire

여기서, F_{ZK}= 타이어의 수직방향 강성으로 인해 생기는 수직력, F_{ZC}= 타이어의 수직방향 감쇠로 인해 생기는 수직력을 나타낸다. Fig. 8 과 Fig. 9는 각각 nose와 main의 타이어 변위에 대한 반력을 나타낸다.

3. 전기체 운동 방정식

3.1 운동 방정식

본 연구에서 사용한 전기체 회전익 항공기 착륙장치에 대해 유도한 운동 방정식은 Eq.5~10로 표현 하였다[4].

$$m_N \ddot{Z}_N = -F_N + A m_N g + (F_{aN} + F_{oN} + F_{fN}) \cos\phi_N \tag{5}$$

$$m_{Mr} \ddot{Z}_{Mr} = -F_{Mr} + A m_{Mr} g + (F_{aMr} + F_{oMr} + F_{fMr}) \cos\phi_{Mr} \tag{6}$$

$$m_{Ml} \ddot{Z}_{Ml} = -F_{Ml} + A m_{Ml} g + (F_{aMl} + F_{oMl} + F_{fMl}) \cos\phi_{Ml} \tag{7}$$

$$\frac{W_N}{g} \ddot{Z}_N = -[F_N - A(W_N + m_N g)] - m_N \ddot{Z}_N \tag{8}$$

$$\frac{W_{Mr}}{g} \ddot{Z}_{Mr} = -[F_{Mr} - A(W_{Mr} + m_{Mr} g)] - m_{Mr} \ddot{Z}_{Mr} \tag{9}$$

$$\frac{W_{Ml}}{g} \ddot{Z}_{Ml} = -[F_{Ml} - A(W_{Ml} + m_{Ml} g)] - m_{Ml} \ddot{Z}_{Ml} \tag{10}$$

여기서 첨자 N= nose landing gear, Mr= right main landing gear, Ml= left main landing gear를 나타낸다. 또한, $\ddot{Z}$ 는 회전익기의 하강 가속도이며 ϕ는 동체와 착륙장치의 부착 각을 나타낸다.

4. 결과 및 토의

본 연구에서 ADAMS를 사용해 각각 2자유도와 6자유도에 대해 시뮬레이션을 실행하였다. 낙하 높이는 지면으로부터 0.35 m 이며 동체의 무게는 8000 kg 으로 하였다.

4.1 공기력 (Air spring force)

Figure. 10 은 2자유도와 6자유도 일 때의 공기력 변화를 각각 nose, main landing gear에 대해 나타낸 것이다.

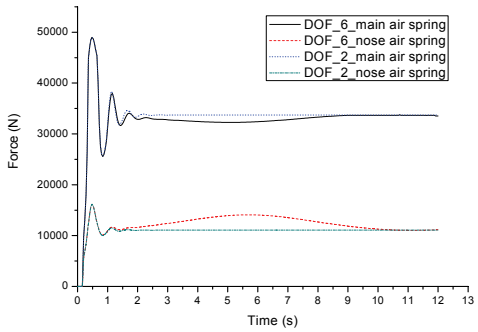

Fig. 10 Air spring force comparison

2자유도 시뮬레이션에서는 동체의 heaving motion만 고려하였기 때문에 nose, main landing gear 의 공기력이 2초 부분에서 수렴하는 것을 볼 수 있다. 그러나 동체의 heaving, pitching, rolling을 고려한 6자유도 시뮬레이션에서는 nose, main landing gear의 상호 작용에 의하여 pitching이 생김을 알 수 있다.

4.2 감쇠력 (Damping force)

Figure. 11은 2자유도와 6자유도 일 때 감쇠력을 나타낸 것이다. 2자유도 일 때와 6자유도 일 때 감쇠력 차이는 거의 일치 하는 것을 볼 수 있지만 6자유도 일 때의 main landing gear의 감쇠력이 미세하게 진동하면서 수렴하는 것을 볼 수 있다.

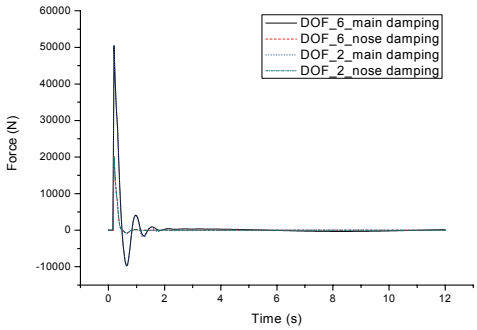

Fig. 11 Damping force comparison

4.3 스트로크 상대 변위 (Stroke relative displacement)

Figure. 12는 각각 nose, main landing gear의 upper strut과 under strut의 무게 중심에서의 상대 변위를 측정한 것이다.

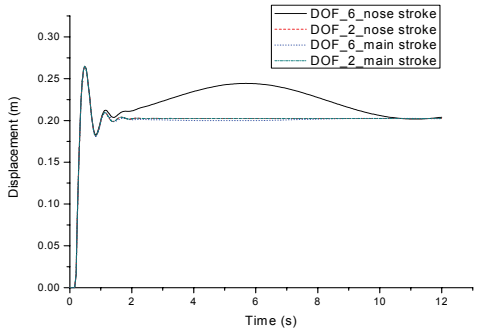

Fig. 12 Relative displacement comparison

Nose landing gear 부분의 상대 변위는 2자유도에서 2초 이후에 빠르게 수렴하지만 6자유도는 착륙 후에 상대 변위가 늘어났다가 10초가 지나야 정지 상태가 됨을 알 수 있다. 이는 nose landing gear가 압축이 되었다 펴짐을 알 수 있다. Main landing gear의 상대변위는 착륙 후 미세하게 줄어들었다가 nose와 비슷한 10초가 지나야 정지 상태가 된다. 즉, nose 부분이 압축됨에 따라 main 부분이 펼쳐짐을 알 수 있다.

4.4 동체의 피치 각 (Body pitch angle)

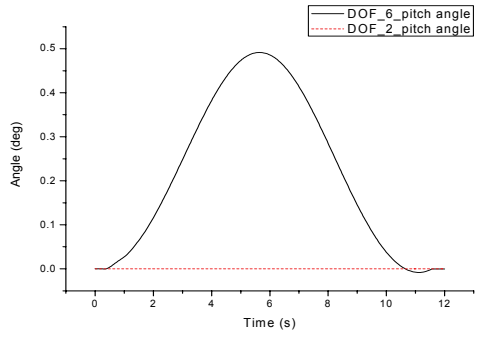

Fig. 13 Body pitch angle

Figure. 13은 동체의 무게 중심을 기준으로 동체의 앞부분과 뒷부분의 피치 각을 측정 한 것이다. 2자유도는 피치 각이 없는 반면 6자유도에서는 0.5도의 피치 각이 생김을 알 수 있다. 피치 각이 생긴다는 것은 동체의 무게 중심을 기준으로 출렁거린 다는 것이다. 6자유도의 피치 각은 12초 후 정지 상태가 됨을 알 수 있다.

4.5 하중-변위 (Force-displacement)

Fig. 13은 하중-변위 곡선을 나타내는 것이다. 2자유도와 6자유도에서의 하중-변위 곡선의 경향이 비슷하지만 미세한 변위 차이가 생김을 볼 수 있다.

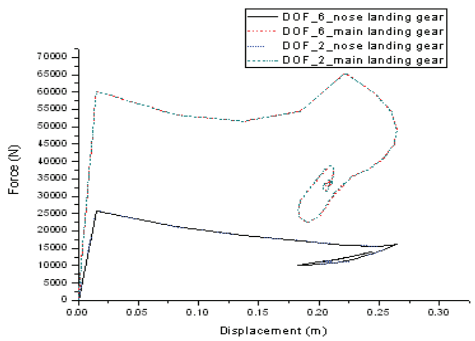

Fig. 14 Force-displacement comparison

5. 결 론

본 연구는 동역학 해석 프로그램인 ADAMS를 이용해 회전익 항공기의 기체와 착륙장치를 모델링하고 동특성 및 내력을 해석 하였다. 2자유도의 모델과 6자유도의 모델을 시뮬레이션 한 결과, 6자유도 모델에서는 2자유도 모델과 다르게 nose landing gear와 main landing gear의 상호 작용해 의해 동체의 운동이 발생한다. 그에 따라 각각 nose, main landing gear의 상대변위가 발생하여 2자유도와 다르게 pitch운동이 발생하였다. 그 결과, 잔류 진동 현상을 확인하였고 2자유도 낙하 실험과 다른 6자유도 모델의 낙하실험을 고려하여야 한다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발 산업 위탁 연구 결과 중 일부입니다. 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] N.S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices" , AIAA , 1988

[2] ADAMS/View reference manual version 2005 R2, MSC software Co., 2005.

[3] John A. Tanner, Paul C. Ulrich, "Emerging technologies in Aircraft landing gear" Society of Automotive Engineers , 1997

[4] 김두만, 임경호, 황재혁, 이환규, “착륙장치설계기법 연구,” 한국항공대학 항공문제연구소 연구보고서, pp163, 1992.