

헬리콥터 강착장치 시뮬레이션

최형식*, 전향식, 오경륜, 배중원, 남기욱

Helicopter Landing Gear Ground Reaction Simulation

Hyoung-sik Choi, Hyang-sik Jun, Kyun-ryoon Oh, Jung-won Bae, Gi-wook Nam

Abstract

강착장치에 의한 지면반력은 착륙과 이륙시 지면과의 상호작용을 나타내며 고도를 감지하여 지면에 접촉하였을 때 지면의 반력을 헬리콥터에 전달해주는 역할을 한다.

비행시뮬레이션에 있어서 강착장치는 비행중 비행특성에 미치는 영향이 없기 때문에 비행특성 분석용 또는 비행제어용 비행시뮬레이션 프로그램에서는 강착장치를 생략하여 시뮬레이션 하는 경우가 많다. 하지만 훈련의 목적으로 사용하는 경우 착륙과 이륙은 큰 비중을 차지하며 무인기의 함상 착륙과 같은 시뮬레이션에서는 필수적인 요소로 대두되고 있다. 본 논문에서 강착장치는 1자유도의 mass, spring, damper의 간단한 진동시스템을 택하였고, 강착장치의 접촉점인 지면은 고도 0인 평탄한 지면으로 가정하였다.

추후 지면을 6자유도를 가지는 움직이는 평면으로 쉽게 대체할 수 있도록 벡터형식으로 된 모델을 선택하였다.

Landing gear force reaction module is important for aircraft take off and landing simulation. But usually this module is not accounted for control law design simulation. because it does not affect the flying quality of aircraft.

Now a days, this module is getting more important according to the increase of needs for training purpose simulation and specific control law design such as unmaned aircraft landing on the moving platform.

In this paper 1DOF mass spring simple force system per gear was accepted.

Key Words: Landing gear, Ground reaction, Helicopter, Simulation

* 한국항공우주연구원 항공전자그룹

1. 서론

강착장치에 의한 지면반력은 착륙과 이륙 시 지면과의 상호작용을 나타내며 고도를 감지하여 지면에 접촉하였을 때 지면의 반력을 헬리콥터에 전달해주는 역할을 한다.

비행시물레이션에 있어서 강착장치는 비행중 비행특성에 영향을 주지 않기 때문에 비행특성 해석용 또는 비행제어용 비행시물레이션 프로그램에서는 강착장치를 생략하여 시물레이션 하는 경우가 많다. 하지만 훈련의 목적으로 사용하는 경우 착륙과 이륙은 큰 비중을 차지하며 무인기의 함상 착륙과 같은 시물레이션에서는 필수적인 요소로 대두되고 있다.

본 논문에서는 통상의 skid 타입 헬리콥터 강착장치로 각 접촉점은 1자유도의 mass, spring, damper의 간단한 진동시스템을 택하였고, 지면은 고도 0인 평면으로 가정하였다.

추후 지면을 6자유도를 가지는 움직이는 평면으로 쉽게 대체할 수 있도록 그리고 각접촉점을 동일한 수학적식으로 계산할 수 있도록 벡터형식으로 된 모델을 선택하였다.

2. 본론

지면반력 시물레이션에서 편리한 계산을 위하여 ABC(Aircraft Body Coordinate) frame과 NED(North East Down) frame을 사용하며 그 변환 행렬은 식(6)과 같다.

그리고 지면과 접촉하게 될 강착장치의 접촉점의 위치 $P_{x_b}, P_{y_b}, P_{z_b}$ 는 ABC frame(첨자 b : Body)에서 식(1)과 같다.

$$P_{w_b} = \begin{Bmatrix} P_{x_b} \\ P_{y_b} \\ P_{z_b} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$$NED2ABC = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

강착장치의 접촉은 지면을 기준으로 나타내므로 각각의 접촉점의 위치는 NED frame(첨자 e : Earth)기준으로 나타내는 것이 편리하고 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} P_{x_e} \\ P_{y_e} \\ P_{z_e} \end{Bmatrix} = ABC2NED \begin{Bmatrix} P_{x_b} \\ P_{y_b} \\ P_{z_b} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

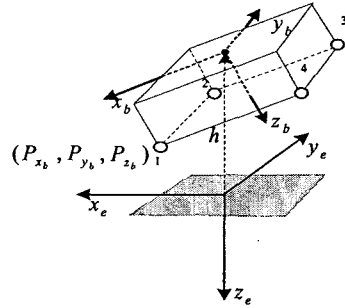


그림 1 지면과 물체의 좌표관계

또한 접촉점의 지면에서부터의 높이는 고도를 더하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{z_e} = P_{z_b} + h \quad (3)$$

이때 새로운 P_{z_e} 는 지면에서 각 접촉점과의 수직 거리를 나타내며 다음과 같이 둔다.

$$\delta = P_{z_e} \quad (4)$$

이때 고도 h는 지면 위를 '-'로 취급하며 따라서 δ 가 0 보다 크면 지면과 접촉한 것임을 의미한다. 그리고 지면에 접촉하였을 경우 접촉점은 지면 아래로 내려갈 수 없으므로 다음과 같은 구속조건을 준다. if($\delta > 0.0$)

$$P_{z_e} = 0.0 \quad (5)$$

지면에 접촉후의 각 접촉점의 속도를 구하기 위하여 다시 ABC frame으로 변환한다. 이는 body angular rate의 작용도 고려하기 때문이다. 이때 ABC frame에서의 각 접촉점의 위치는 위의 구속조건에 영향을 받는다.

$$\begin{pmatrix} P_{x_b} \\ P_{y_b} \\ P_{z_b} \end{pmatrix} = NED2ABC \begin{pmatrix} P_{x_e} \\ P_{y_e} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (7)$$

각 접촉점에서의 속도는 식(8)과 같은 cross product를 이용하여 나타낼 수 있다.[1]

$$\omega \times = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{pmatrix} V_{x_b} \\ V_{y_b} \\ V_{z_b} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}_{cg} + (\omega \times) \begin{pmatrix} P_{x_b} \\ P_{y_b} \\ P_{z_b} \end{pmatrix} \quad (9)$$

여기서 u,v,w는 항공기(첨자 cg:무게중심)의 병진속도를 의미한다. 따라서 ABC frame에서 접촉점의 속도는 항공기 병진속도와 회전에서의 한 속도의 합으로 나타낼 수 있다.

이를 다시 NED frame기준으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} V_{x_e} \\ V_{y_e} \\ V_{z_e} \end{pmatrix} = ABC2NED \begin{pmatrix} V_{x_b} \\ V_{y_b} \\ V_{z_b} \end{pmatrix} \quad (10)$$

이때 그림.3과 같이 지면의 수직반력은 다음과 같다.

$$N_e = \delta \cdot k + V_{z_e} \cdot b \quad (11)$$

이때 δ 는 접촉점이 지면 아래로 들어간 가상의 깊이 즉 지면에 수직한 방향의 강착장치의 변위량을 의미한다.

여기서 k 는 스프링상수이고 b 는 댐핑계수이다.

NED frame에서의 x_e, y_e 방향으로 미끄러짐에 대하여 작용하는 힘은 다음과 같은 조건에 따른다.

지면 기준의 x_e, y_e 방향으로의 속도가 있다면 식(12)와 같은 마찰력으로 저항 값을 줄 수 있다.

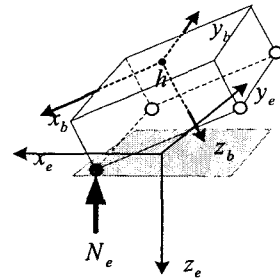


그림 2 지면 반력

if($V_{x_e} = 0.0$)

$$F_{X_e} = 0$$

else

$$F_{X_e} = -\mu_x \cdot F_{Z_e} \cdot \text{sign}(V_{x_e}) \quad (12)$$

end

즉 지면에서 x_e 방향의 속도가 존재할 때 마찰력은 그 속도의 반대방향으로 마찰계수 (μ)와 수직반력의 곱으로 나타나며 x_e 방향의 속도가 0일 때는 물체는 정지하므로 마찰력도 0이 된다는 것이다. y_e 방향역시 같은 방법으로 표현을 할 수 있다.

이 방법은 항공기의 지면에서 요잉과 슬립 현상을 속도로 감지하며 지면에서 미끄러짐이 있을 때만 반력을 형성하고 멈추면 반력 역시 0이 되는 것으로 만약 항공기 자체의 내부의 요잉모멘트나 x, y 방향의 힘이 존재할 때는 지면에 계속 붙잡아 둘 수 없게 된다.

헬리콥터의 경우 메인로터의 토크를 테일로터가 항상 완벽하게 잡아주지는 못하며 따라서 고유의 요잉모멘트가 존재하므로 지면에 완전히 접촉을 하더라도 계속 요잉하는 현상이 나타날 수 있다. 그에 대한 자세한 것은 3장과 4장에 나타내었다.

지면의 반력은 최종적으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$F_{w_e} = \begin{pmatrix} F_{X_e} \\ F_{Y_e} \\ F_{Z_e} \end{pmatrix} \quad (13)$$

여기서, $F_{Z_e} = -N_e$

다시 지면의 반력을 항공기에 작용하는 힘

으로 계산하기 위하여 다시 body frame으로 변환하고 그때 헬리콥터에 작용하는 힘은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = NED2ABC \begin{Bmatrix} F_{X_e} \\ F_{Y_e} \\ F_{Z_e} \end{Bmatrix} \quad (14)$$

또한 NED frame 에서의 모멘트는 cross product를 사용하여 식(15)와 같이 나타낼 수 있다.[1]

$$\begin{Bmatrix} M_{x_e} \\ M_{y_e} \\ M_{z_e} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} P_{x_e} \\ P_{y_e} \\ P_{z_e} \end{Bmatrix} \times \begin{Bmatrix} F_{X_e} \\ F_{Y_e} \\ F_{Z_e} \end{Bmatrix} \quad (15)$$

식(15)를 다시 ABC frame으로 변환하면 식(16)과 같다.

$$\begin{Bmatrix} L \\ M \\ N \end{Bmatrix} = NED2ABC \begin{Bmatrix} M_{x_e} \\ M_{y_e} \\ M_{z_e} \end{Bmatrix} \quad (16)$$

그리고 접촉점이 지면에 닿지 않았을 경우는 힘과 모멘트는 0 이 된다.

각 접촉점 1개 단위로 계산된 힘과 모멘트는 시물레이션 1 step 내에서 모두 더해지고 그 결과는 다시 헬리콥터 전체의 힘과 모멘트에 더해지게 된다.

3. 시물레이션

무게 9000lb인 강체가 중력을 제외한 외력이 작용하지 않는 공간에서 초기 회전속도와 전진속도를 가지고 자유낙하 하는 시물레이션으로 지면 반력의 경향성을 분석하였다. 이때 적분간격은 0.03초로 Matlab Simulink 상에서 시물레이션 하였다.

Solver의 적분방법을 달리하여 시물레이션한 결과 고도의 그래프는 그림.4, 그림.5와 같다.

$$k=52 \cdot mass, b=\sqrt{2k}, \mu=0.7$$

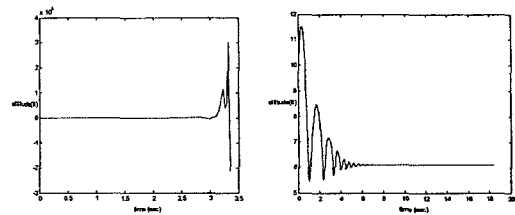


그림 3 Euler 그림.4 4th Runge-Kutta

그림.4는 오일러 적분방법이고 그림.5는 4차 Runge-Kutta 적분방법으로 스프링상수가 클 경우 적분방법에 따라 시물레이션 결과가 크게 달라짐을 알 수 있다.

Skid 타입의 랜딩기어는 강성이 강하므로 스프링상수를 좀더 큰 값으로 정하고 4th Runge-kutta 적분방법으로 시물레이션한 결과는 다음과 같다.

$$k=60 \cdot mass, b=3\sqrt{2k}, \mu=0.8$$

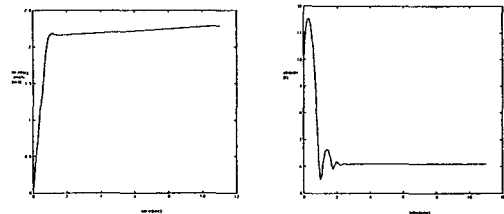


그림.5 Heading angle 그림.6 고도

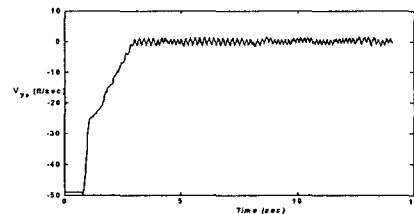


그림.7 NED frame y방향 속도

위의 결과는 스프링상수와 댐핑계수가 큰 값을 가지는 경우 수직반력은 작은 변위에도 큰 값을 가지게 되며 수직반력의 함수인 수평반력 역시 큰 값을 가지게 되어 NED frame에서 y 방향 속도는 진동함을 보이고 있다.

다른 여러 가지 조건에서 시물레이션을 하였으나 완전 착지 후 heading angle이 아주 미세하나마 연속적으로 변하는 슬립현상이 나타났다.

4. 결 론

계산의 편리성과 확장성을 고려하여 벡터형식의 skid 타입 랜딩기어 모델을 시뮬레이션하였다. 1자유도 접촉점의 스프링상수와 댐핑계수의 값을 추정하여 ground reaction 시뮬레이션을 실시한 결과는 다음과 같다.

실제와 유사한 반응을 얻기 위한 튜닝과정에서 강성을 높이기 위해 스프링상수의 값을 너무 크게 두면 지면과의 미세한 진동이 계속 유지되며 그에 따라 착지 후에도 요잉하는 현상이 일어날 수 있으며 그것을 잡아주기 위하여 댐핑계수를 크게 두면 지면의 수직 반력이 너무 커지게 되어 발산할 수 있게 된다.

또한 발산하게 되지 않더라도 마찰계수의 값이 크게 되면 수직반력과 마찰계수의 곱에 의해 형성된 수평반력이 너무 크게 되어 오히려 정지하지 않고 반대로 움직이려는 경향이 심화되며 수평방향으로 진동하게 된다.

완전 착지 후 슬립하는 현상은 스프링상수, 댐핑계수, 마찰계수의 부적절한 값의 선정으로 유발될 수 있음을 알 수 있다. 또한 슬립의 판단은 속도를 기준으로 하고 있으므로 접촉점의 위치는 미세한 수치적 변화가 발생할 수 있으므로 직접적인 위치정보를 기준으로 슬립 체크하는 것이 바람직하다.

현재는 헬리콥터 자체의 모멘트를 잡아주기 위해서 그리고 앞서 설명한 그러한 현상들을 잡아주기 위해서 모든 접촉점이 착지한 다음 적정 지면속도 이하일 때 yawing rate를 0으로 강제 구속하는 방법을 사용하였으나 앞서 언급한 보완사항과 함께 미세한 진동을 제거하는 필터의 추가가 필요하다고 판단된다.

후기

본 논문은 산업자원부 지원 항공우주기술개발 사업인 “회전익기 및 전장부품의 모의시험평가를 위한 실시간 HILS 기술개발”과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고 문헌

[1] Brian L. Stevens and Frank L. Lewis
“Aircraft control and Simulation,” JOHN

WILEY & SONS, INC , 1992.

[2] J.J. Howlett, “UH-60A black Hawk Engineering Simulation Program Volume I”, NASA CR 166309, Dec, 1981
[3] 이인석, 조병관, “실시간 시뮬레이션을 위한 항공기 착륙장치 모델링”
항공우주학회지, Vol 25, No. 5, 1997
[4] <http://autopilot.sourceforge.net>