

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(12), 997-1003(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.12.997>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

무인기용 착륙장치 측력 모델링 및 지상활주 제어기 설계

조성봉*, 안종민, 허기봉

Side Force Modeling of Landing Gear and Ground Directional Controller Design for UAV

Sung-Bong Cho*, Jong-Min Ahn and Gi-Bong Hur

Agency for Defense Development

ABSTRACT

This paper describes modeling process to obtain precise landing gear model which is necessary to design a control law for ground auto-taxi, auto take-off/landing of UAV. In this paper, landing gear side force modeling is studied to complete a landing gear model of UAV. Side force modeling is performed by calculating cornering angle including steering angle. And ground directional controller is designed by using nose wheel steering and rudder steering at the same time to control course angle error. Accuracy of landing gear side force modeling and ground directional controller is proved by comparing of auto-taxi test results with simulation results.

초 록

무인항공기의 자동이착륙을 성공적으로 수행하기 위해서는 자동 지상활주 제어는 반드시 설계되어야 하는 중요한 부분이다. 이러한 지상활주 제어를 설계하기 위해서는 정확하고 신뢰도 높은 착륙장치 모델은 반드시 필요하다. 본 연구에서는 착륙장치 모델링을 완성하기 위해서 특별히 착륙장치 측력 모델링을 수행하였다. 조향각 명령을 포함한 Cornering Angle을 계산하여 측력을 모델링하였다. 그리고 모델링된 착륙장치 모델을 포함한 비선형 6자유도 시뮬레이션 환경을 이용하여, 항공기의 바람벡터 방향인 Course Angle 오차를 해소하기 위한 전륜 조향(Nose Wheel Steering)과 러더 조향(Rudder Steering)을 동시에 이용하는 자동 지상활주 제어를 설계하였다. 설계된 지상활주 제어를 동일하게 적용하여, 착륙장치 모델을 포함한 시뮬레이션 결과와 실제 무인기를 이용한 자동 지상활주 시험 결과를 비교하였고, 이로써 착륙장치 측력 모델링과 지상활주 제어기의 정확성을 입증하였다.

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Side Force(측력), Steering angle(조향각), Side force coefficient(측력계수), Auto-taxi Test(자동활주시험), Ground Directional Control(지상활주제어), Cornering angle(코너링각), Tire Side Slip angle(타이어옆미끄럼각)

† Received : December 10, 2013 Revised : August 19, 2014 Accepted : November 28, 2014

* Corresponding author, E-mail : aerobong@add.re.kr

1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)의 비행조종을 위한 비행제어법칙(Flight Control Law, CLAW)의 개발을 위해서는 항공기의 운동을 정확하게 모사할 수 있는 비행시뮬레이션 환경이 필수적이다. 이를 위하여 항공기 체계의 서브시스템을 구성하는 중력, 공력, 추력, 조종면 구동장치, 착륙장치와 같은 구성요소를 모사한 모델을 통합하여 비선형 6자유도(Degree of Freedom, DOF) 시뮬레이션 환경을 구축하여야 한다. 이러한 비선형 6자유도 시뮬레이션 환경을 구축하기 위해서는 서브시스템의 운동 특성을 정확히 모사해 줄 수 있는 모델의 확보가 가장 중요하다 할 수 있다.

항공기의 이착륙 단계는 비행 전영역중에서 가장 위험하고 어려운 영역으로, 특히 무인항공기의 자동 지상활주를 포함한 자동이착륙은 국내에서는 시도된 적이 없는 분야이다. 이러한 자동 지상활주, 자동이착륙을 성공하기 위해서는 이착륙시의 운동특성을 정확히 모사해 줄 수 있는 착륙장치 모델이 우선 확보되어야 한다. 하지만 지금까지 자동이착륙 제어, 자동 지상활주 제어까지 가능한 정도의 신뢰도 높은 착륙장치 모델은 국내에서 모델링된 적이 없을 정도로 관련 연구가 미진한 분야이다.

본 연구를 통해서 착륙장치(Landing Gear) 모델을 설계하였고, 이를 포함한 비선형 6자유도 시뮬레이션 환경을 이용하여 자동 지상활주 제어를 설계하였다. 설계된 착륙장치 모델과 자동 지상활주 제어를 포함한 HILS (Hardware in the Loop Simulation) 수행 및 자동 지상활주 시험을 통하여 철저한 검증을 통과한 신뢰성 높은 착륙장치 모델과 자동 지상활주 제어를 완성하였다. 이러한 연구내용을 본 논문에서 기술하고자 한다.

착륙장치 모델링을 위해서는 수직력(Normal Force), 제동력(Brake Force), 측력(Side Force)의 세 가지 힘 성분을 모델링하는 것이 가장 핵심적인 부분이다. 기본적인 비행 시뮬레이션을 위한 착륙장치의 수학적 모델링은 참고문헌[1]에 잘 설명되어 있다. 본 논문에서는 착륙장치 모델링 분야에서 관련 연구가 가장 미진하여 모델링 시 가장 어려움을 겪었던 분야이자, 착륙장치 자체에 대한 이해뿐만 아니라 비행체의 운동 특성에 대한 개념을 동시에 이해하고 있어야 모델링이 가능한 분야인 측력(Side Force)에 관한 모델링 내용을 중점적으로 기술하고자 한다.

그리고 전륜 조향과 러더 조향을 속도 조건에 따라 적절히 혼합하여 제어하는 자동 지상활주 제어기 설계에 대한 내용을 기술하고, 마지막으로 착륙장치 모델과 자동 지상활주 제어기를 이용한 시뮬레이션 결과와 실제 자동 활주시험 결과를 비교하고자 한다.

II. 착륙장치 측력(Side Force) 모델링

2.1 착륙장치(Landing Gear) 모델링

착륙장치에 작용하는 힘은 아래 Fig. 1과 같이 크게 세 가지이다.

착륙장치 스트럿(Strut)과 타이어(Tire)에 걸리는 하중에 의해 발생하는 착륙장치에 수직으로 작용하는 수직력(Normal Force, F_Z)과 지면 마찰과 브레이크 제동 토크에 의해 발생하는 착륙장치 진행방향의 반대방향으로 작용하는 제동력(Brake Force, F_X) 그리고 조향 명령과 Tire Cornering Stiffness에 의해 발생하는 착륙장치 진행방향의 직각방향으로 작용하는 측력(Side Force, F_Y)이다.

착륙장치를 모델링하는데 있어서 수직력, 제동력, 측력 세 가지 모두 중요하고 모델링하는 것이 쉬운 일은 아니지만, 스트럿과 타이어에 걸리는 하중을 변위량(Deflection)으로 측정하여 이를 Spring-Damper System으로 가정하여 모델링하는 수직력이나, 지면마찰계수를 이용하여 계산한 지면마찰력과 제동압력과 브레이크 패드 마찰계수를 측정하여 계산하는 제동토크를 합쳐서 얻어지는 제동력은 측력 계산에 비해 다양한 방법으로 모델링된 예를 찾을 수 있고, 착륙장치에 걸리는 하중과 비행체 속도를 제외하고는 비행체 운동 모델과 크게 관련 없이 모델링이 가능하다.

하지만, 착륙장치 측력 모델링은 조향 명령뿐

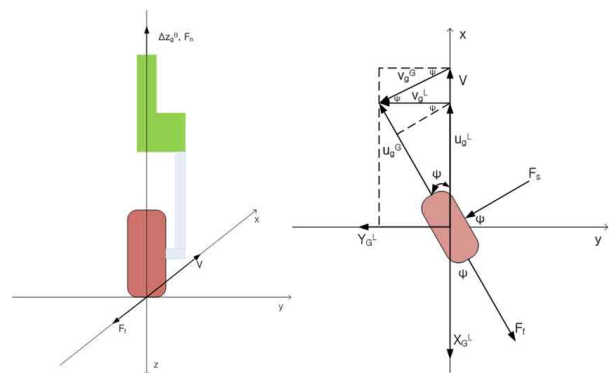


Fig. 1. Normal Force, Brake Force, Side Force

만 아니라 Tire Cornering Stiffness에 의해 발생하는 힘을 모델링하는 것으로, Tire Cornering Power의 계산은 비행체 운동과 밀접하게 연관되어 있기 때문에 착륙장치 특성과 비행체 운동 특성을 모두 알고 있는 설계자가 모델링을 수행할 수밖에 없는 분야여서, 자동화까지 가능한 수준의 정확성을 가진 모델링의 예를 찾기는 쉽지 않다.

본 연구에서는 착륙장치의 수직력과 제동력을 알고 있다는 전제하에 측력을 모델링하고자 한다.

2.2 착륙장치 측력(Side Force) 모델링

착륙장치 측력을 유발하는 두가지 요소는 조향각(Steering angle)에 의한 측력과 Cornering angle에 의한 측력이다. 측력은 타이어 접지면에서 나타나며, 타이어 및 Wheel과 수직인 방향으로 작용한다.

2.2.1 조향각에 의한 측력

전륜 착륙장치(Nose Landing Gear)에서 발생하는 조향각(Steering angle, σ_{ns})에 의한 측력은 다음 Fig. 2와 같이 전륜에 수직인 방향으로 발생한다. 이를 항공기 동체축 기준 x, y 성분으로 나누면 아래 식과 같다.

측력은 수직방향(Z-axis)으로 발생하는 수직력(F_Z)과 측력계수(Side Force Coefficient, C_N), 조향각에 비례한다. 측력의 방향은 조향각 조건에 따라 달라지는데, 이 때 조향각이 0일 경우 측력계수가 0이 되므로 측력은 발생하지 않는다.

$$F_{SideX} = C_N \cdot F_Z \cdot \sin(\sigma_{ns}) \quad \begin{matrix} \sigma_{ns} < 0 : (-) \\ \sigma_{ns} = 0 : 0 \\ \sigma_{ns} > 0 : (+) \end{matrix} \quad (1)$$

$$F_{SideY} = C_N \cdot F_Z \cdot \cos(\sigma_{ns}) \quad \begin{matrix} \sigma_{ns} < 0 : (-) \\ \sigma_{ns} = 0 : 0 \\ \sigma_{ns} > 0 : (+) \end{matrix} \quad (2)$$

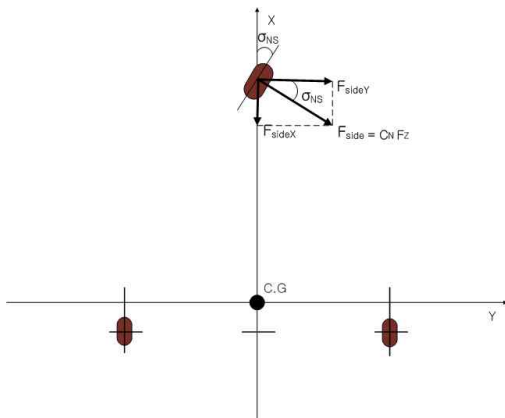


Fig. 2. Side Force according to Steering angle

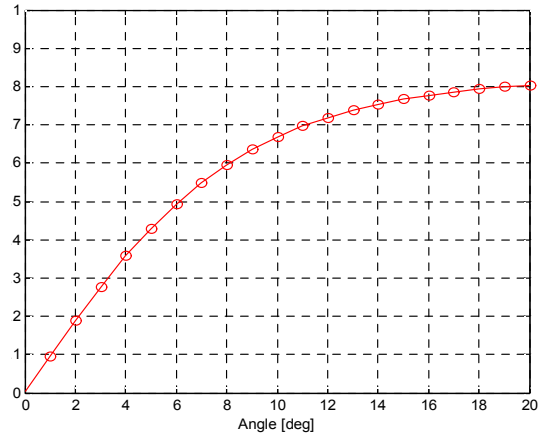


Fig. 3. Side Force Coefficient according to Steering angle

조향각 변화에 따른 측력계수 식은 다음과 같다[2]. 조향각 20°까지의 측력계수 변화를 Fig. 3에 나타내었다.

$$C_N = -1.94907 \times \left(1 - \exp\left(\frac{-\sigma_{ns}}{3.43606}\right)\right) + 2.76598 \times \left(1 - \exp\left(\frac{-\sigma_{ns}}{4.22392}\right)\right) \quad (3)$$

2.2.2 Cornering Angle에 의한 측력

착륙장치 측력을 유발하는 것은 조향 명령뿐만 아니라, 비행체 동체(X_b) 혹은 착륙장치 기준 축(X_{NG})과 비행체의 속도 벡터 방향(V_T)의 차이, 즉 Cornering Angle이 생겼을 때의 Tire Cornering Stiffness에 의해서도 측력은 발생한다 [3][4][5]. Tire Cornering Power는 Fig. 4와 같이 비행체에 Side slip angle이 발생하였을 때, 비행체를 속도 벡터 방향으로 정렬시키려는 모멘트를 유발하는 힘 성분을 말한다. 전륜에서는 비행체를 속도 벡터 방향으로 정렬시키려는 모멘트가 유발되고, 주륜에서는 Reaction force에 의해서 그 반대 방향의 모멘트가 유발된다. 이러한 Tire Cornering Power는 Cornering angle에 의해서 결정된다.

Cornering angle은 Tire side slip angle이라고도 할 수 있는데, Fig. 5에서처럼 비행체 동체 X 축과 비행체의 속도 벡터 사이의 각 즉, Side slip angle(β)와 Yaw rate에 의해 유발되는 각도 성분, 그리고 조향각(σ_{ns})으로 이루어진다.

Cornering Angle(=Tire Side Slip Angle)을 고려한 측력 모델링은 아래와 같다. 먼저 전륜 착륙장치(Nose Landing Gear)의 측력 모델에 적용

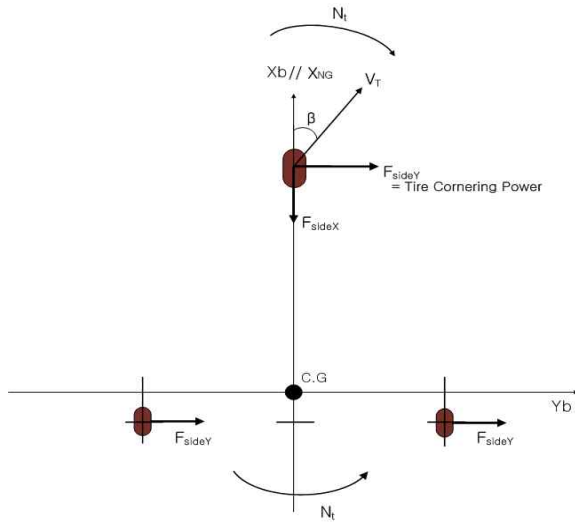


Fig. 4. Tire Cornering Power

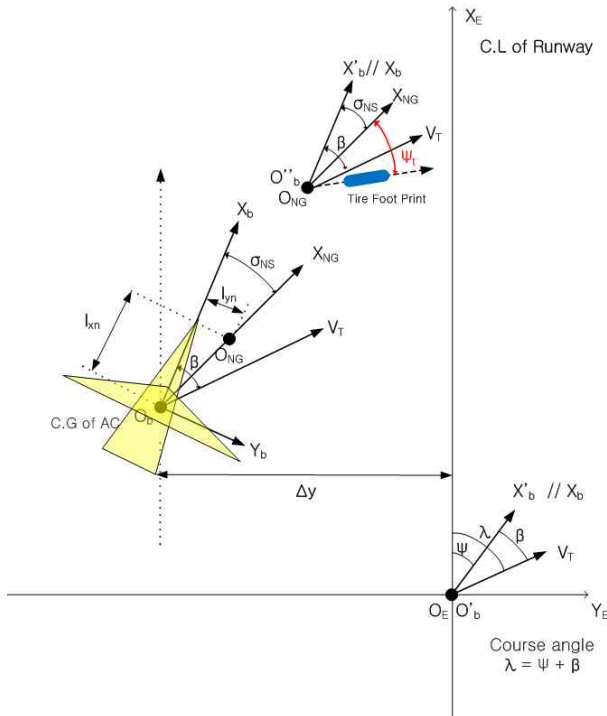


Fig. 5. Cornering Angle (=Tire Side Slip Angle)

될 식은 아래와 같다.

$$\psi_t = \psi - \lambda - \tan^{-1}\left(\frac{l_{XN}}{U_0}r\right) + \sigma_{ns} \quad (4)$$

그리고 주륜 착륙장치(Main Landing Gear)의 측력 모델에 적용될 식은 아래와 같다. 통상의 항공기에서는 주륜 착륙장치는 Castering되지 않고 동체와 고정되어 비행체 동체와 같은 방향으로 움직이므로 조향각 성분은 사라지게 되고, 주륜 착륙장치의 장착 위치는 C.G(Center of

Gravity)보다 뒤에 있기 때문에 Yaw Rate에 의한 각도 성분도 부호가 바뀌게 된다.

$$\psi_t = \psi - \lambda + \tan^{-1}\left(\frac{l_{XM}}{U_0}r\right) \quad (5)$$

ψ_t : Cornering angle (= Tire Side Slip angle)

ψ : Aircraft Yaw angle (= Heading angle)

λ : Aircraft Course angle (= Direction of Velocity Vector)

U_0 : Aircraft X-direction Velocity in Body Axis

r : Yaw rate

l_{XN} : CG-Nose Gear X-direction distance

l_{XM} : CG-Main Gear X-direction distance

σ_{ns} : Steering angle

Aircraft Course Angle(λ)과 Heading Angle(ψ)과 Side Slip Angle(β) 사이의 관계식은 아래와 같다.

$$\lambda = \psi + \beta \quad (6)$$

측력계수 식 (3)에서 조향각(σ_{ns}) 대신 식(4) 또는 (5)의 Cornering Angle(ψ_t)로 대체하면 아래 식과 같이 새로운 측력계수 식을 얻을 수 있다.

$$C_N = -1.94907 \times \left(1 - \exp\left(\frac{-\psi_t}{3.43606}\right)\right) + 2.76598 \times \left(1 - \exp\left(\frac{-\psi_t}{4.22392}\right)\right) \quad (7)$$

새로운 측력계수 식 (7)을 식 (1)과 (2)에 대입하면 아래와 같은 착륙장치 측력 계산을 위한 새로운 모델식이 완성된다.

$$F_{SideX} = C_N \cdot F_Z \cdot \sin(\sigma_{ns}) \begin{cases} \psi_t < 0 : (-) \\ \psi_t = 0 : 0 \\ \psi_t > 0 : (-) \end{cases} \quad (8)$$

$$F_{SideY} = C_N \cdot F_Z \cdot \cos(\sigma_{ns}) \begin{cases} \psi_t < 0 : (-) \\ \psi_t = 0 : 0 \\ \psi_t > 0 : (+) \end{cases} \quad (9)$$

여기서, 전륜 착륙장치에는 F_{SideX} 와 F_{SideY} 두 힘 성분이 모두 작용하지만, 주륜 착륙장치에서는 F_{SideY} 힘 성분만 작용한다. 이는 측력은 착륙장치 Wheel에 수직인 방향으로 작용하는데 주륜 착륙장치는 비행체 동체 X축과 동일 선상에 있기 때문에 조향각이 유발되지 않아서 F_{SideX} 성분은 존재하지 않는다.

III. 지상활주 제어 법칙(Ground Directional Control Law)

3.1 지상활주 조향(Steering) 제어법칙설계

앞서의 과정을 통해 얻은 착륙장치 모델을 포함한 Aircraft Dynamics 모델을 이용하여 무인기의 지상활주를 위한 제어기를 설계하였다. 지상활주 조향 제어는 아래의 Fig. 6과 같이 항공기의 바람벡터 방향인 Course Angle 오차를 해소하기 위해 전륜 조향(Nose Wheel Steering)과 러더 조향(Rudder Steering)을 속도 조건에 따라 동시에 이용하며, 지상활주 속도를 기준으로 러더와 전륜조향 간의 조종력 분배를 통해 저속에서 고속 활주까지 지상활주 제어가 이루어져야 하는 모든 속도 영역에서 조향 성능을 만족할 수 있도록 설계하였다.

- σ_{ns} : Nose Wheel Steering angle
- δ_r : Rudder Deflection
- λ : Course angle
- λ_{cmd} : Course angle Command

3.1.1 Ground Guidance

외부로부터 임의로 주어지는 지상활주 경로를 추종하기 위한 Course angle 유도명령은 Fig. 7과 같이 NED좌표계에서 지난 항로점 좌표 $(x_{wpt}^{n-1}, y_{wpt}^{n-1})$ 와 현재 항로점 좌표 (x_{wpt}^n, y_{wpt}^n) 사이의 임의의 Waypoint Tracking Line과 NED

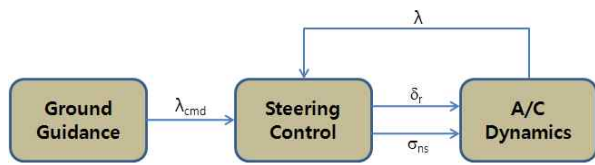


Fig. 6. Concept of Ground Steering Control

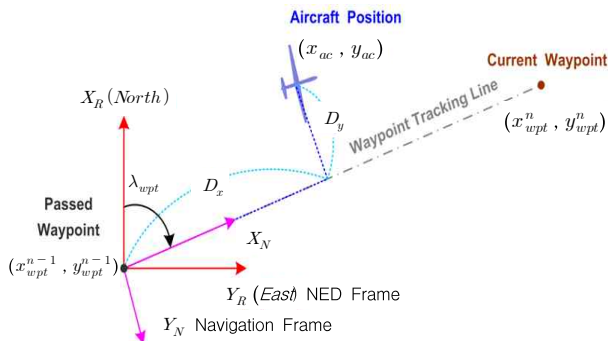


Fig. 7. Ground Guidance Concept

좌표계 기준축과의 상대각으로 나타낼 수 있는 현재 항로점 방향(λ_{wpt})과 Waypoint Tracking Line과 항공기 사이의 경로 오차(D_y)를 이용하여 산출하였다.

$$\lambda_{cmd} = \lambda_{wpt} + K_p D_y \quad (10)$$

3.1.2 Nose Wheel Steering Control

전륜조향은 비례제어구조로 설계되었으며, 지상활주 속도에 의해 비례제어이득을 스케줄링하여 활주 속도별 최적의 조향 성능이 유지될 수 있도록 설계하였다.

$$\sigma_{ns} = K_n \Delta \lambda_{ac} \quad (11)$$

$\Delta \lambda_{ac}$: Course angle error

전륜조향은 주로 저속활주 영역에서 주요한 제어 수단이 된다.

3.1.3 Rudder Steering Control

러더 조향은 전륜조향제어와 동일하게 비례제어구조로 설계되었다. 러더 조향은 주로 고속활주 영역에서 주요한 제어 수단이 되므로, 요 댐퍼(yaw damper)를 추가하여 러더 조향제어로 인한 진동이 감쇄되도록 설계하였다.

$$\delta_r = K_p \Delta \lambda_{ac} + K_r r \quad (12)$$

비례제어이득은 지상활주 속도에 의해 스케줄링하였고, 전륜조향 명령이 함께 인가되는 속도구간에서는 전륜조향에 의한 영향을 고려하여 제어이득을 설계하였다.

3.2 지상활주 제동(Brake) 제어 법칙 설계

원활한 지상활주가 이루어지기 위해서는 지상활주 속도를 제어하기 위한 제동(Brake) 제어기도 설계가 되어야 한다. 제동 제어는 속도 명령값과 현재 속도값의 차이에 따라 적절한 제동 명령(브레이크 압력, %)을 생성하여 지상활주 속도를 제어하도록 설계하였다. 과도한 제동명령에 의한 미끄러짐 방지를 위하여 제동명령 상한치를 항공기 활주 속도를 기준으로 가변적으로 적용하였다.

$$\delta_B = K_p \Delta V_{GRND} \quad (13)$$

ΔV_{GRND} : Ground speed error

IV. 시뮬레이션 및 시험 결과 비교

본 연구의 결과인 착륙장치 모델과 자동 지상

활주 제어기를 이용하여 구축한 시뮬레이션 환경에서의 시뮬레이션 결과와 실제 무인기를 이용하여 자동 지상활주 시험을 수행한 결과를 비교함으로써, 본 연구를 통한 착륙장치 측력 모델링의 정확성과 자동 지상활주 제어기의 적절성을 입증하고자 한다.

자동 지상활주 시험의 시나리오는 아래 Fig. 8과 같이 저속에서 S-Turn을 하도록 설계하였다.

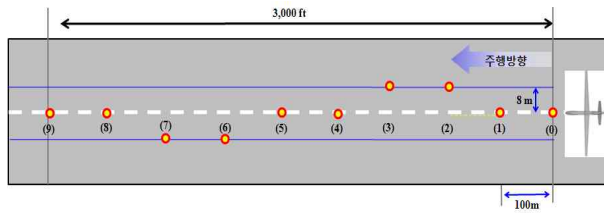


Fig. 8. Auto-Taxi Test Scenario

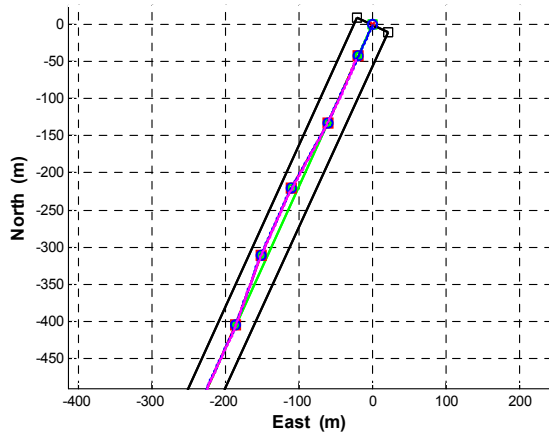


Fig. 9. Trajectory Comparison of Auto-Taxi Test with Simulation(1)

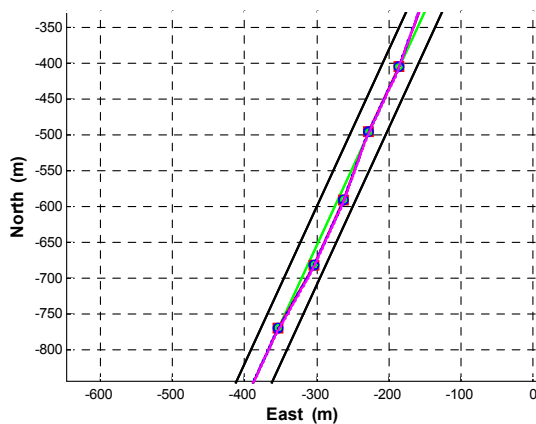


Fig. 10. Trajectory Comparison of Auto-Taxi Test with Simulation(2)

Figure 9 ~ 12는 실제 지상활주 시험 결과와 동일한 조건에서 착륙장치 모델을 이용한 시뮬레이션 결과를 비교한 Fig.이다. 두 경우의 자동 지상활주 제어기는 앞서의 과정을 통해 설계된 동일한 제어기를 적용하였다. Fig. 9는 Waypoint 0~4까지의 지상활주 시험 및 시뮬레이션 결과이고, Fig. 10은 Waypoint 4~8까지의 지상활주 시험 및 시뮬레이션 결과를 보여준다 (Green : 활주로 중심선, Red : 예상 궤적, Blue : 착륙장치 모델 이용한 시뮬레이션 결과, Magenta : 자동 지상활주 시험 궤적 데이터).

자동 지상활주 시험 결과와 착륙장치 모델을 이용한 비선형 시뮬레이션 결과를 비교해 보면 두 경우 모두 시험의 시나리오대로 잘 추종하는 것을 볼 수 있고, 두 경우의 궤적 차이도 거의 없는 것을 확인할 수 있다. 그리고 방향축

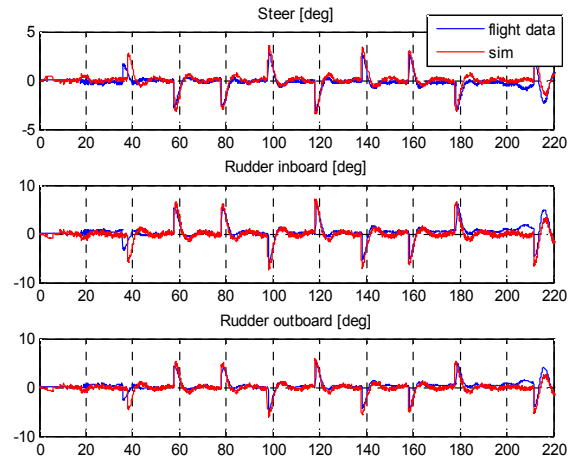


Fig. 11. Control Surface Comparison of Auto-Taxi Test with Simulation

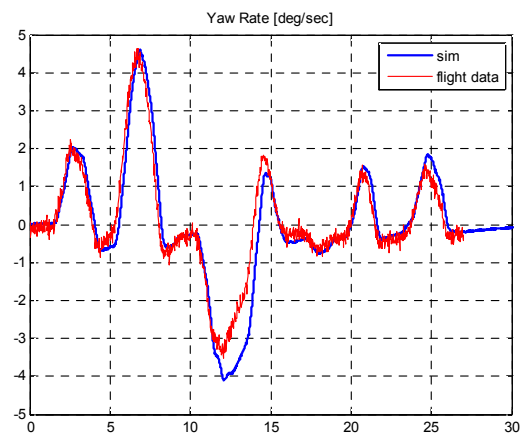


Fig. 12. Yaw Rate Comparison of Auto-Taxi Test with Simulation

control surface와 yaw rate에 대한 비교 결과인 Fig. 11과 12도 실제 지상활주 시험 결과와 시뮬레이션 결과가 유사하게 나타남을 확인할 수 있다.

이는 착륙장치 모델이 실제의 항공기 착륙장치를 잘 모사하고 있음을 입증하는 것이고, 지상활주 제어기의 성능도 적절함을 입증하는 것이다.

V. 결 론

본 연구에서는 무인기의 이착륙 및 지상활주를 위한 제어법칙 설계를 위해서 반드시 필요한, 정확하고 신뢰도 높은 착륙장치 모델링을 완성하기 위해서 특히 중요한 착륙장치 측력 모델링을 수행하였다. 조향각 명령을 포함한 Cornering Angle을 계산하여 측력을 모델링하였다. 그리고 완성된 착륙장치 모델을 이용하여, 항공기의 바람벡터 방향인 Course Angle 오차를 해소하기 위한 전륜 조향(Nose Wheel Steering)과 러더 조향(Rudder Steering)을 동시에 이용하는 지상활주 제어기를 설계하였다. 설계된 지상활주 제어기를 동일하게 적용하는 조건에서, 본 연구를 통해 완성된 착륙장치 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행한 결과와 실제 무인기를 이용한 지상활

주 시험결과를 비교하여 착륙장치 측력 모델링의 정확성과 지상활주 제어기의 성능을 입증하였다.

References

- 1) Carl Banks, 2000, A Discussion of Methods of Real-time Airplane Flight Simulation, A paper in Aerospace Engineering, The Pennsylvania State University.
- 2) Ladislao Pazmany, 1986, Landing Gear Design for Light Aircraft, Vol. 1, Pazmany Aircraft Corp.
- 3) Abzug M. J., 1999, "Directional Stability and Control During Landing Rollout," Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 3, pp. 584~590.
- 4) Stevens J. E., 1959, "Relaxation Characteristics of Pneumatic Tires," Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 26, No. 6, pp. 343~350.
- 5) Stevens J. E., 1961, "Shimmy of a Nose Gear with Dual Co-Rotating Wheels," Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 28, No. 8, pp. 622~630.