

무인 항공기의 함상 자동 착륙을 위한 유도제어 시스템 설계

Guidance and Control System Design for Automatic Carrier Landing of a UAV

구 소 연, 이 동 우, 김 기 준, 라 총 길, 김 승 균*, 석 진 영
(Soyeon Koo¹, Dongwoo Lee¹, Kijoon Kim¹, Chung-gil Ra¹, Seungkeun Kim^{1,*}, and Jinyoung Suk¹)

¹Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

Abstract: This paper presents the guidance and control design for automatic carrier landing of a UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Differently from automatic landing on a runway on the ground, the motion of a carrier deck is not fixed and affected by external factors such as ship movement and sea state. For this reason, robust guidance/control law is required for safe shipboard landing by taking the relative geometry between the UAV and the carrier deck into account. In this work, linear quadratic optimal controller and longitudinal/lateral trajectory tracking guidance algorithm are developed based on a linear UAV model. The feasibility of the proposed control scheme and guidance law for the carrier landing are verified via numerical simulations using X-Plane and Matlab/simulink.

Keywords: X-plane simulator, system identification, linear quadratic control, automatic shipboard take-off and landing

I. 서론

무인항공기는 유인기로 수행하기 어려운 임무를 수행할 수 있기 때문에 군사적 목적 뿐 만 아니라 기상관측, 산림업, 농업, 어업, 통신 중계, 인명구조 등의 다양한 임무를 수행하고 있다. 최근에는 함상에서도 무인항공기를 운용하는 사례가 늘고 있으며, 이를 위해 함상에서 자동이착륙을 수행하기 위한 연구를 활발히 수행하고 있다.

미국 해군에서는 항공모함 자동착륙에 모델 역변환, 간접 적응 제어기, 선형 매개 변수 신경회로망과 비선형 매개 변수 신경회로망, 퍼지 로직 제어기, 하이브리드 제어 기법의 총 6가지 제어 기법을 사용하여 6자유도 시뮬레이션을 통해 각각의 기법의 성능을 비교, 분석하였으며, Air Force Institute of Technology에서는 모델 역변환 기법을 사용해 무인 전투기(X-45)를 Nimitz급의 항공모함에 자동착륙 시키는 시뮬레이션을 수행하였다. 다양한 바다의 상태와 대기 상태에도 적절한 성능과 강건함을 보일 수 있도록 항공모함 자동착륙 시스템에 비선형 모델 역변환 기법을 사용하였으며, 각각의 환경(위치, 대기)을 세분화 하여 11개의 조건에 대하여 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통해 각 조건이 미치는 영향을 분석하였다[1-4]. 중국에서는 LMI-based H ∞ synthesis 이론을 사용한 Integrated Flight Thrust Control

System(IFTCs)을 이용하여 자동 항공모함 착륙 시스템을 설계하고, 외란에도 정밀한 비행경로 제어가 가능하도록 하는 실제 받음각 α_d 를 일정하게 유지하는 H ∞ 의 Order reduction 기법을 제안하였다. 또한, 적응 변수 구조 슬라이딩 모드 제어 이론을 사용하여 ACLS(Automatic Carrier Landing System)의 메인 아키텍처와 유도 문제의 모델링의 해석을 기반으로 하는 ACLS의 유도 시스템을 설계하고, 시뮬레이션의 결과를 통해 그 유도 시스템의 안티 방해 성능, 안티 매개 변수 성능의 교란, 빠른 반응과 정확한 추적성을 시뮬레이션을 통해 그 실현 가능성과 타당성을 보였다[5-8].

이와 같이, 함상의 활주로는 고정되지 않은 이동형이며 바다의 상태에 따라 항시 자세가 변화하므로 고정된 활주로의 이착륙보다 외란에 강건한 다양한 유도/제어 기법에 관한 연구를 필요로 하며, 시뮬레이션을 통해 성능을 비교하고, 실현 가능성을 분석하여야 한다. 본 논문에서는 함상 자동이착륙 기술개발을 위하여 함정의 이동으로 인한 상대 기하를 고려한 시뮬레이션 환경을 개발하고, 향후 수행될 바다환경에 강건한 유도제어기법 연구 수행을 위한 기초 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 이를 통해 중/횡방향 시스템 인식, glide slope 추종을 위한 유도기법, 그리고 적분기를 고려한 중/횡 LQR 제어기를 설계하여 그 성능을 검증하였다.

II 장에서는 X-Plane 상용 시뮬레이션 프로그램의 저속 무인항공기 모델 비행 데이터를 비선형 최적 기법을 이용하여 중/횡방향 선형 모델 식별을 수행하고, III 장에서는 함상이착륙을 위한 유도기법을 연구하고, 선형 모델을 이용하여 LQ 최적제어기를 설계하였다. IV 장에서는 X-Plane 시뮬레이터와 MATLAB/Simulink간 UDP 통신으로 시뮬레이션 환경을 구축하였으며, 이를 통해 설계한 제어 시스템의 성능을 검증하였다.

* Corresponding Author

Manuscript received September 1, 2014 / revised September 15, 2014 / accepted September 29, 2014

구소연, 이동우, 김기준, 라총길, 김승균, 석진영: 충남대학교 항공우주공학과

(esther9112@hanmail.net/dlehdn321@gmail.com/kjoon2008@gmail.com/derivation87@gmail.com/skim78@cnu.ac.kr/jsuk@cnu.ac.kr)

※ 이 연구는 충남대학교 학술연구비와 국방과학연구소 개별기초 연구(일반기초) “함상이착륙 유도/제어 알고리즘 연구(UD130053JD)”의 일환으로 수행되었음.

II. 무인항공기 모델

합상 운용을 위한 무인 항공기 모델의 실제 비행데이터 획득이 어렵기 때문에 X-Plane 시뮬레이터의 저속 무인항공기 모델의 비행 데이터를 획득 하였으며, 이를 이용하여 시스템 식별을 수행하였다. X-Plane 무인항공기는 주익의 길이 19.5m인 저속 무인항공기로 형상과 제원은 그림 1, 표 1과 같다.

1. 종/횡방향 선형모델

항공기의 운동방정식의 선형화를 통하여 물리적으로 알고 있는 시스템 계수를 제외한 나머지 계수를 추정 값으로 정하였으며 식별하고자 하는 종/횡방향 선형모델의 구조는 식 (1) 및 (2)와 같이 설정하였다.

• 종방향 선형모델

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \\ 0 & 0 \\ B_{41} & B_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta th \\ \delta e \end{bmatrix} \quad (1)$$

• 횡방향 선형모델

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} \\ 0 & 0 & 1 & A_{24} \\ A_{31} & 0 & A_{33} & A_{34} \\ A_{41} & 0 & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ 0 & 0 \\ B_{31} & B_{32} \\ B_{41} & B_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서 V 는 대기 속도(m/s), α 는 받음각(rad), β 는 옆 미끄럼 각(rad)이다. p, q, r 은 동체좌표계의 각축에 대한 각속도

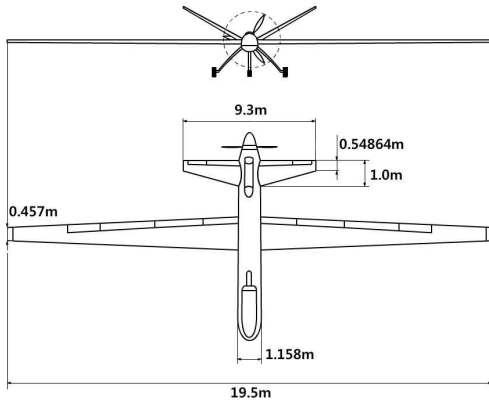


그림 1. X-Plane 무인항공기의 형상.

Fig. 1. X-Plane UAV configure.

표 1. X-Plane 무인항공기의 제원.

Table 1. X-Plane UAV Specification.

Specification		Value
Wing	Airfoil	NACA 23016
	Span	19.5 m
Fuselage	length	10.3 m
	Height	3.8 m
Mach	0.15 (51.4 m/s)	
AOA	-4°~14°	
Altitude	1000m	

(rad/s)이고, ϕ, θ, ψ 는 오일러 각(rad)이다. 비행 데이터 획득을 위한 제어입력으로는 비교적 설계가 간단하고 넓은 주파수 영역에 대한 진단이 가능한 3-2-1-1 입력과 Doublet 입력을 사용하였다.

2. 비선형 최적 기법을 이용한 시스템 식별

비선형 최적 기법(UNC: Unconstrained Nonlinear optimization/Control)을 이용한 선형시스템 추정 방법은 제약이 없는 초기 추정값으로 부터 국소적인 최솟값을 찾는 방법이다. 이를 수학적 표현으로 나타내면 다음과 같다.

$$\min_{x \in \mathbb{R}^n} f(x) \quad f(x) = \text{norm} \left[\int_0^T (X_{true}(t) - \hat{X}(t)) \right] \quad (3)$$

여기서

$$X_{true} = [V \quad \alpha \quad \theta \quad q]^T \text{ (Longitudinal)} \quad (4)$$

$$X_{true} = [\beta \quad \phi \quad p \quad r]^T \text{ (Lateral)} \quad (5)$$

식 (3)의 해법으로는 최대경사법, 뉴턴 방법 등이 사용되고 있으며 이러한 방법들은 국부 최적해는 보장하지만, 전역 최적해의 탐색에서는 특이점 해소를 보장 하지 못한다. 이런 단점을 극복하기 위해서 다중 시작점 전략 또는 터널링이 사용되고 있다[9]. 본 논문에서는 최적화 기법으로 Trust-Region-Reflective 알고리즘을 적용하며 해를 구하기 위해 전처리된 켈레구배법(PSG: Preconditioned Conjugate Gradient) 기법을 사용하였으며[10], 무인기의 합상착륙 조건에서의 선형 모델의 상태공간식 A, B 행렬을 변수로 설정하여 시스템 식별을 수행하였다. 종/횡방향 선형모델 시스템 식별 결과는 식 (6) 및 (7)과 같다.

• 종방향 선형모델

$$A = \begin{bmatrix} 0.04 & 0.77 & -8.992 & -13.12 \\ -0.007 & -1.046 & 0.016 & 0.959 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.008 & -8.838 & -0.005 & -2.542 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 1.1079 & 5.366 \\ 0.0396 & 0.0671 \\ 0 & 0 \\ -0.13 & 3.096 \end{bmatrix} \quad (6)$$

• 횡방향 선형모델

$$A = \begin{bmatrix} -0.284 & -0.16 & -0.157 & 0.99 \\ 0 & 0 & 1 & -0.05 \\ 2.97 & 0 & -8.34 & 0.77 \\ -3.44 & 0 & -0.49 & -0.76 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.039 & -0.0017 \\ 0 & 0 \\ 14.67 & 0.046 \\ 0.347 & 0.15 \end{bmatrix} \quad (7)$$

표 2와 3은 종/횡축의 고유치와, 감쇠비, 고유진동수를 나타냈으며, 이를 통해 X-Plane 무인항공기 모델의 특성을 확인하였다.

표 2. 종방향 선형모델 특성.

Table 2. Longitudinal linear model characteristic.

Eigenvalue	Damping	Frequency(Hz)
-1.75+2.8i	0.531	3.3
-1.75-2.8i	0.531	3.3
-0.023+0.237i	0.096	0.238
-0.023-0.237i	0.096	0.238

표 3. 횡방향 선형모델 특성.

Table 3. Lateral linear model characteristic.

Eigenvalue	Damping	Frequency(Hz)
-8.27	1	8.27
-0.558 - 1.89i	0.282	1.98
-0.558 + 1.89i	0.282	1.98
-0.0054	1	0.0053

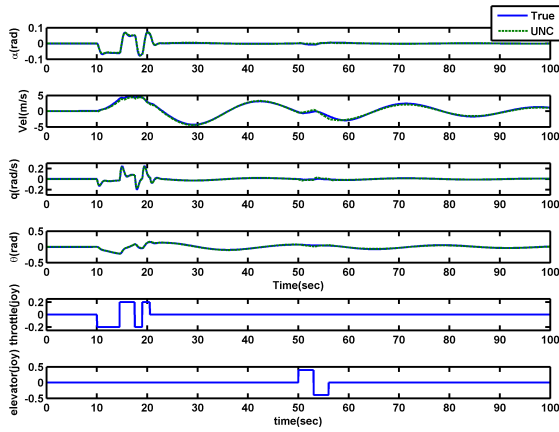


그림 2. X-plane 합상 데이터.

Fig. 2. X-Plane Carrier Data.

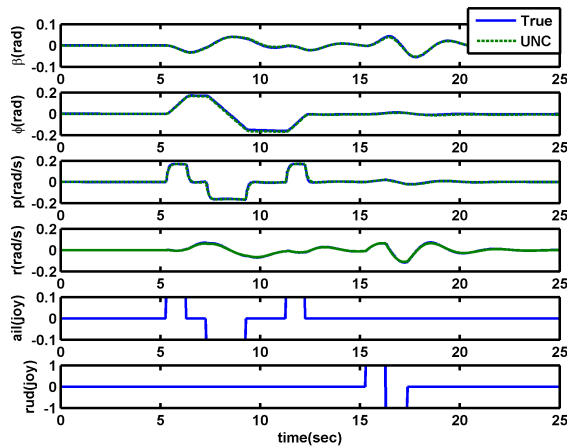


그림 3. X-plane 합상 데이터.

Fig. 3. X-Plane Carrier Data.

또한, 시스템 식별을 통해 도출한 선형모델을 검증하기 위해 X-Plane 시뮬레이터의 비선형 무인항공기 모델과 그림 2와 3과같이 비교하였으며, 유사한 결과를 나타내는 것을 확인하여 선형 모델의 성능을 검증 하였다.

III. 합상 착륙을 위한 유도명령 및 제어기 설계

1. 유도 명령 설계

X-plane 시뮬레이터 상에서 합상이착륙을 위해 이용할 수 있는 데이터는 그림 4와 같으며, 실제 항공모함 등에 설치되어 운용될 수 있는 레이더, DGPS 및 IMU와 같은 센서와 통신장비 등을 통해 무인기에 이와 같은 정보를 제공할 수 있다고 가정한다.

DME : Distance Mesuring Equipment [mile]
 v_def : Glide slope Indicator [deg]
 h_def : Localizer Indicator [deg]
 s-crs : Runway Heading [deg]

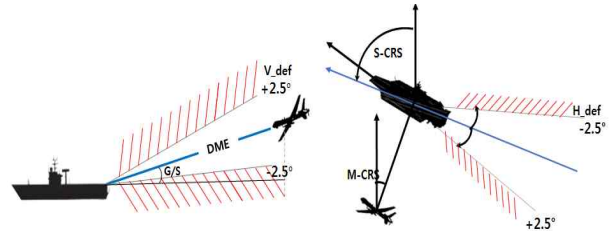


그림 4. X-plane 합상 데이터.
 Fig. 4. X-Plane Carrier Data.

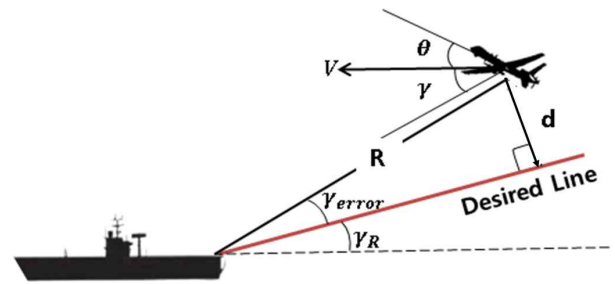


그림 5. 종축 유도명령 설계.

Fig. 5. Longitudinal Guidance Design.

1.1 종축 유도 명령 설계

종축 유도 명령은 그림 5 와 같이 이동하고 있는 합상을 기준으로 활공각(γ_R)을 생성하고, 현재 항공기의 γ 와 γ_R 사이의 오차를 이용하여 유도명령을 설계하였으며, 이에 따른 경로선과 항공기의 진행방향 사이의 수직거리 d 를 최소화하도록 제어 명령을 생성하였다.

$$d = R \sin(\gamma_R - \gamma) \tag{8}$$

여기서 제어이득 R 은 항공기와 합상사이의 거리를 나타내며, d 를 최소화하기 위해서 식 (9)와 같이 종축 선형 모델에 d state를 추가하여 제어를 설계하였다.

$$\dot{d} = V(\theta - \alpha) \tag{9}$$

그림 6은 종축 유도 명령 및 제어시스템을 나타낸 그림이다.

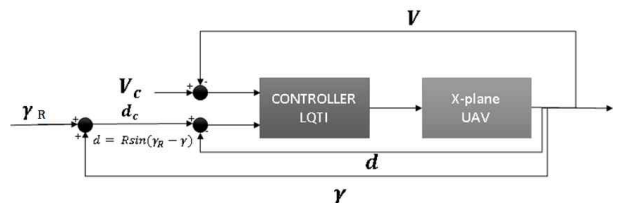


그림 6. 종축 유도명령 및 제어시스템.

Fig. 6. Longitudinal Guidance and Control System.

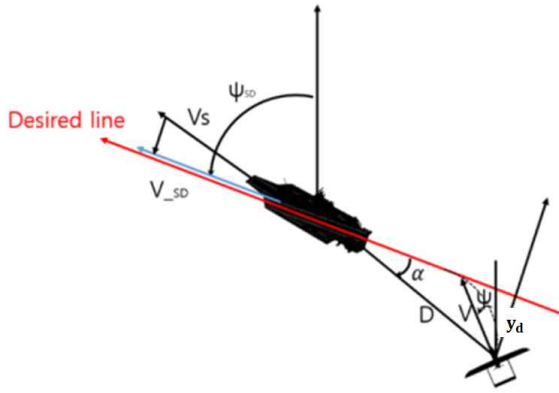


그림 7. 횡측 유도 명령 설계.
Fig. 7. Lateral Guidance Design.

1.2 횡측 유도 명령 설계

횡측의 유도 명령은 그림 7과 같이 움직이고 있는 함상의 활주로 방향으로 경로 선을 생성하고 이를 추종하도록 트랙 유도 알고리즘을 적용하였다. 트랙 유도 알고리즘은 1차 시스템의 시상수와 유사한 공간유도상수 β 를 파라미터로 갖는 유도 명령을 생성하는 기법이다[11]. 횡측의 유도 명령을 생성하기 위해 트랙 유도 알고리즘을 적용하여 제어 입력 $\dot{\psi}_{cmd}$ 을 다음 식 (10)과 같이 생성할 수 있다.

$$\dot{\psi}_{cmd} = K_p (\beta \cdot \dot{y} - y_d \cdot \dot{x}) \quad (10)$$

여기서 \dot{x} , \dot{y} 는 비행체의 지상속도(Ground Speed) \vec{V} 를 x와 y축 성분으로 표현한 값이며, y_d 는 비행체와 경로선과의 거리오차를 나타낸다. 이 식을 함상 착륙에 적용하여 나타내면 다음 식 (11)과 같다.

$$\dot{\psi}_{cmd} = K_p (\beta (V_s \sin(\psi - \psi_{SD}) + \dot{\psi}_{SD} D \cos \alpha) - D \sin \alpha (V_{SD} - V \cos(\psi - \psi_{SD}) - \dot{\psi}_{SD} D \sin \alpha)) \quad (11)$$

트랙유도 알고리즘은 시상수와 유사하게 공간유도상수 β 에 따라서 비행체의 목표경로를 예측할 수 있으며, 비행체의 속도벡터 \vec{V} 를 β 에 의해 결정되는 목표 경로선상의 점을 추종하도록 한다. 또한, 생성한 $\dot{\psi}_{cmd}$ 명령을 제어기에 입력하기 위해서 다음과 같은 롤 각과 방위각의 변화율 간의 관계를 나타낸 정상선회방정식을 이용하였다.

$$m U_0 \dot{\psi} \cos \phi = mg \sin \phi \quad (12)$$

여기서 ϕ 가 충분히 작다면 $\sin \phi \approx \phi$, $\cos \phi \approx 1$ 으로 선형화 할 수 있으며, 식 (12)는 다음과 같이 나타내어 ϕ 값에 대한 유도 명령을 생성 할 수 있다.

$$\phi = \frac{U_0 \dot{\psi}}{g} \quad (13)$$

그림 8은 횡측 유도 명령 및 제어시스템을 나타낸 그림이다.

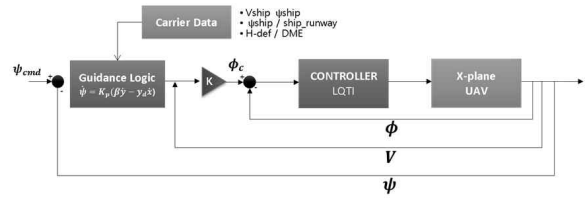


그림 8. 횡측 유도 명령 및 제어시스템.
Fig. 8. Lateral Guidance and Control System.

2. 제어기 설계

MIMO (Multi-Input-Multi-Output) 시스템의 제어기 설계에 용이한 최적제어기법을 적용하였으며, 일정한 기준입력이나 출력측에 반영된 외란에 대한 정상상태오차를 줄이기 위해 그림 9와같이 적분기가 포함된 LQTI (Linear Quadratic Tracker with Integrator) 제어기를 설계하였다.

시스템 모델을 선형 상태 방정식으로 나타내면 다음 식 (14)와 같다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (14)$$

다중 입력을 고려하여 성능 변수를 최소화 하는 최적의 제어 입력은 식 (15)와 같이 생성할 수 있다.

$$u(t) = -R^{-1}(t)B^TK(t)x(t) \quad (15)$$

최적의 K를 구하기 위한 Ricatti 방정식은 다음 식 (16)과 같다.

$$\dot{K}(t) = -K(t)A - A^TK(t) - Q(t) + K(t)BR^{-1}(t)B^TK(t) \quad (16)$$

$K(t)$ 는 정상상태 값 $K(t_f)$ 으로 도달하게 되며, $K(t_f)$ 는 $\dot{K}(t) = 0$ 일 때 quadratic 방정식을 통해 도출된다. 여기서 $Q(t)$ 와 $R(t)$ 는 임의로 정해주는 가중행렬로서 $Q(t)$ 는 대칭 준 한 정이며, $R(t)$ 는 대칭 한정행렬이다. Plant model은 식(17)과 같을 때

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= A_p x_p + B_p u_p \\ y &= C_p x_p \end{aligned} \quad (17)$$

종측의 V와 d입력과 횡측의 ϕ 입력을 추종하는 오차상태변수와 적분 요소를 추가한 state는 다음 식 (18), (19)와 같다.

$$x_{\Sigma lon} = [x_p^* \ y_p \ \int y_p]^T = [V_e, \alpha, \theta, q, d_e, \int V_e, \int d_e]^T \quad (18)$$

$$x_{\Sigma lat} = [x_p^* \ y_p \ \int y_p]^T = [\beta, \phi_c, p, r, \int \phi_c]^T \quad (19)$$

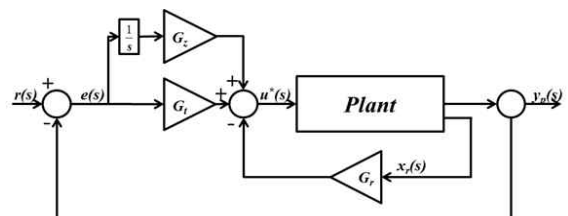


그림 9. LQTI 구조.
Fig. 9. LQTI block diagram.

여기서, x_{p^*} 는 state feedback, y_p 는 output vector이며, V_e 는 속도 명령 값에 대한 에러 값이고, d_e 는 d명령 값에 대한 에러 값, ϕ_e 는 ϕ 명령 값에 대한 에러를 나타낸다. x_{Σ} 에 따라 A_{Σ}, B_{Σ} 행렬은 다음과 같다.

$$A_{\Sigma} = \begin{bmatrix} A_p & 0 \\ C_p & 0 \end{bmatrix}, B_{\Sigma} = \begin{bmatrix} B_p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

Ricatti 방정식을 통해 최적의 제어이득을 도출하고, 이를 적용한 제어입력은 식 (21)과 같다.

$$u_p = -Gx, G = [G_{p^*} \ G_y \ G_z]$$

$$u_p(t) = -G_{p^*}x_{p^*}(t) - G_y y_p(t) - G_z \int y_p(t) \quad (21)$$

추종 상태는 입력 $r(t)$ 에서 출력 $y(t)$ 의 오차에 관한 요소이며, 오차에 대한 제어 입력은 식 (22)와 같다[12].

$$u^*(t) = -G_{p^*}x_{p^*}(t) - G_y e(t) - G_z \int e(t) \quad (22)$$

그림 10과 11은 종/횡측 LQTI 설계 결과를 나타낸 그래프로, 종측 V 와 θ , 횡측 ϕ 에 Step 입력을 인가했을 때 명령을 잘 추종하는 것을 확인 할 수 있다.

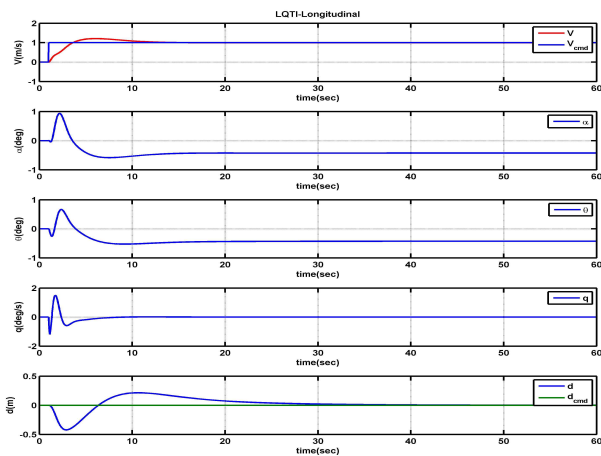


그림 10. 종측 LQTI 설계 결과.
Fig. 10. Result of Longitudinal LQTI Design.

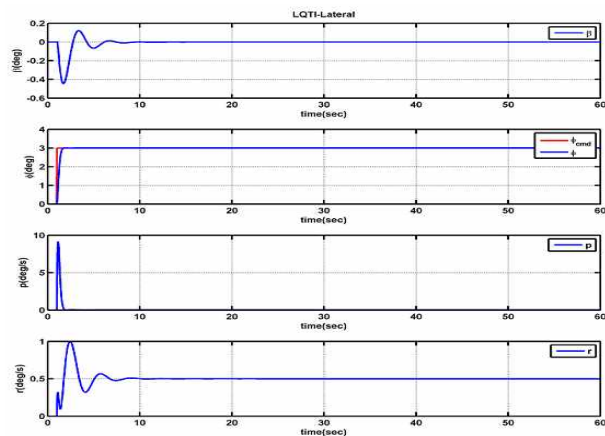


그림 11. 횡측 LQTI 설계 결과.
Fig. 11. Result of Lateral LQTI Design.

IV. 수치 시뮬레이션

본 논문에서는 X-Plane 시뮬레이터를 이용하여 함상 착륙 시뮬레이션을 수행하였으며, 시뮬레이션 환경은 다음과 같다.

- Weather : Calm
- Sea state : 0 (Wave Height 0 [m])
- Carrier Speed : 29knot

항공모함은 방위각 341° 방향으로 직선이동하고 있는 상황이며, X-plane 시뮬레이션 상의 항공모함 설정 값인 29knot로 이동하고 있다. 함상에 착륙하기 위한 방법은 Arresting Hook를 이용한 방법을 사용하였다. Arresting Hook를 이용한 착륙 방법은 그림 12와 같이 함상에 설치되어 있는 4개의 Arresting Gear 중 하나에 항공기에 장착되어 있는 Hook를 걸어서 착륙하는 방법이다.

또한 함상의 활주로는 고정되어 있는 지상의 활주로와 달리 이동하고 있으며, 항공모함의 길이로 한정되어 있기 때문에 착륙을 위한 진입시 일정한 속도를 유지하여 착륙을 수행해야 한다. 따라서 본 연구에서는 저속 무인항공기의 착륙을 위해 비행속도를 100knot로 고정하고 활주로 방향으로 -3°의 활공각의 경로선을 추종하며, 경로선을 기준으로 ±2.5°의 오차범위를 만족하도록 시뮬레이션을 수행하였다. X-Plane과 Simulink를 UDP통신으로 연동하여 구축한 시뮬레이션 환경을 통해 앞서 설계한 유도제어 알고리즘을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 그림 13은 수행한 X-Plane 착륙 시뮬레이션 수행 장면으로 무인항공기가 함상의 활주로에 진입하여 Arresting Hook를 이용하여 착륙한 것을 확인하였다.



그림 12. 어레스팅 기어/훅을 이용한 착륙방법.
Fig. 12. Landing Method using Arresting Gear / Hook.

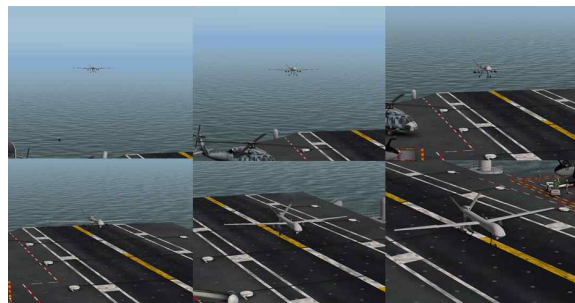


그림 13. X-Plane 착륙 시뮬레이션 수행 장면.
Fig. 13. X-Plane Landing Simulation.

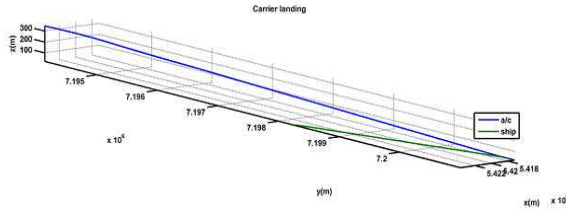


그림 14. 함상 착륙 시뮬레이션 결과.
Fig. 14. Carrier Landing Simulation Result.

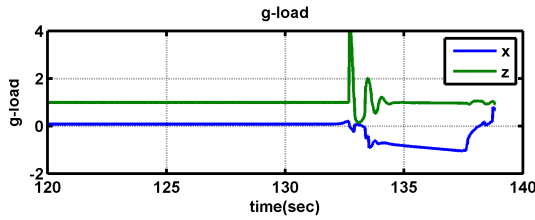


그림 15. 항공기에 작용하는 하중.
Fig. 15. G-load on the Aircraft.

그림 14는 함상 착륙 시뮬레이션 결과를 3차원으로 나타낸 그래프이다. 함상 착륙을 위해 고도 300m부터 활강을 시작하고, 항공기는 항공모함의 진행방향에 9°도 빗겨 있는 활주로로 진행 방향을 추종하며, 착륙 하는 것을 확인 할 수 있다. 또한, 그림 15에서는 항공기의 하중의 변화를 통해 항공기의 착륙을 확인할 수 있다. 착륙시점인 132초에서 항공기의 x축과 z축에 하중이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 특히 z축의 경우 4G의 하중이 가해진 것을 확인하여, 안정적으로 착륙이 된 것을 판단 할 수 있다.

그림 16은 함상의 활주로를 기준으로 항공기의 상대적인 위치를 나타낸 그림이다. 함상과의 거리가 줄어들수록 3°의 활공각을 추종하며, 종/횡축에서 ±2.5°의 오차범위 안에 수렴한 것을 확인할 수 있다. 또한, 그림 17은 함상 착륙 시뮬레이션동안의 항공기의 종/횡축 상태와 제어 입력으로, 종축에서는 100knot의 속도가 유지되며, 유도/제어입력인 d 값이 0으로 수렴한 것을 확인할 수 있으며, 횡축에서는 트랙유도 알고리즘에 의해 생성되는 ϕ 명령 값을 추종하며, 약 60초 이후 안정화가 되어 수렴한 것을 확인할 수 있다.

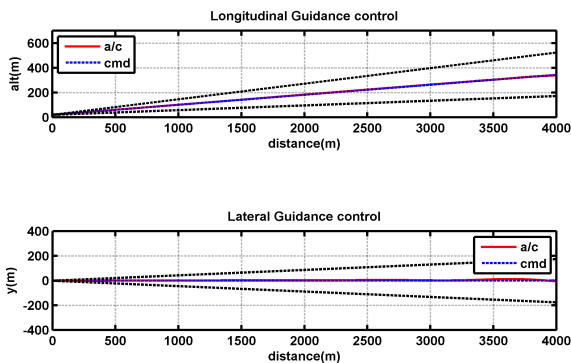


그림 16. 유도 제어 시뮬레이션 결과.
Fig. 16. Guidance Control Simulation Result.

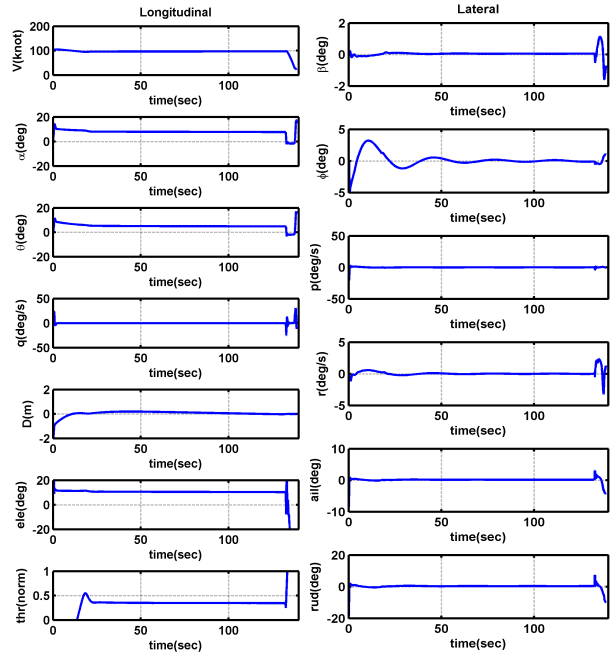


그림 17. 항공기 상태 및 제어입력.
Fig. 17. Airplane State and Control Input.

V. 결론

본 논문에서는 함상착륙을 위한 유도제어시스템을 설계하고, 실 비행시험을 수행하기 어려운 함상 착륙을 모사하기 위해 X-Plane 시뮬레이터를 이용한 함상 착륙 시뮬레이션을 수행하여, 설계한 유도제어시스템의 성능을 확인하였다. 먼저 X-Plane상의 저속 무인항공기를 비선형 최적 기법을 이용한 시스템 식별을 통하여 선형 모델링을 수행하였으며, 비선형 모델과의 비교를 통해 선형 모델의 신뢰성을 확인하였다. 또한 함상에 착륙을 수행하기 위해 유도명령을 설계하였다. 종축에는 함상을 기준으로 출력되는 함상의 활주로와 항공기의 진행 방향의 오차값에 따른 거리를 최소화하여 경로선을 추종하도록 유도명령을 생성하였으며, 횡축에는 트랙유도 알고리즘을 이용하여 함상의 이동에 따른 활주로의 방향을 추종하도록 유도명령을 설계하였다. 항공기 제어시스템은 선형최적제어기인 LQTI를 이용하여 속도와 롤각에 대한 명령을 추종하도록 설계하였으며, 종축의 경우 유도 명령을 추종하기 위해 경로선에 대한 수직방향의 거리오차인 d를 추가하여 제어를 설계하였다. 유도명령 및 제어기를 검증하기 위해 X-Plane 시뮬레이터와 Matlab/Simulink를 UDP로 연동하여 시뮬레이션 환경을 구성하였으며, 움직이고 있는 함상의 활주로 방향을 추종하고, 활주로에 설치되어있는 Arresting Gear에 항공기에 장착되어 있는 훅을 걸어서 착륙하는 시나리오로 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 일정한 속도와 방향으로 이동하고 있는 항공모함에 무인항공기가 안정적으로 착륙한 것을 확인 하였으며, 이를 통해 설계한 유도/제어 알고리즘의 함상 착륙 성능을 확인하였다. 향후 해상의 파도, 바람과 같은 환경적 외란을 고려하여 보다 강건한 유도제어시스템 설계하고, 추후 시뮬레이션을 통해 검증할 계획이다.

REFERENCES

- [1] M. L. Steinberg and A. B. Page, "A comparison of neural, fuzzy, evolutionary, and adaptive approaches for carrier landing," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, 2001.
- [2] N. A. Denison, "Automated carrier landing of an unmanned combat aerial vehicle using dynamic inversion," *MS thesis, Air Force Institute of Technology*, Ohio, 2007.
- [3] J. D. Boskovic and J. Redding, "An autonomous carrier landing system for unmanned aerial vehicles," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Chicago, 2009.
- [4] J. L. Crassidis, D. J. Mook and J. M. McGrath, "Automatic carrier landing system utilizing aircraft sensors," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 16, no. 5, pp. 914-921, 1993.
- [5] Y. Zhang, Y. Yang, and Y. Yu, "Integrated flight thrust control via LMI-based H^∞ synthesis in automatic carrier landing system," *Computational Intelligence for Modelling, Control and Automation, and International Conference on Intelligent Agents, Web Technologies and Internet Commerce*, Vienna, 2005.
- [6] Z. Qi-dan, W. Tong, Z. X-Y, and Z. Fang, "Adaptive variable structure guidance system design of a longitudinal automatic carrier landing system," *Control and Decision Conference*, Guilin, 2009.
- [7] H. Zhimin and H. Guanxin, "Environmental influence on automatic landing error of the carrier-borne aircraft," *Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology*, vol. 5, no. 9, pp. 2863-2869, 2013.
- [8] Qidan, Z. Y. Yongtao, Z. Zhi, Z. Wen, and W. Zixia, "Design of approach power compensation system for carrier-based aircraft using conditional integral sliding surface," *International on Information and Automation (ICIA)*, 2012.
- [9] G. S. Han, "A homotopy method for solving nonlinear optimization problems," *Conference of Korean Operations Research and Management Science Society*, Jeonju, 2004.
- [10] W. J. Choi, "Application of the Preconditioned Conjugate Gradient Method to the Generalized Finite Element Method with Global-Local Enrichment Functions," *Journal of the Computational Structural Engineering Institute of Korea*, vol. 24, no. 4, pp. 405-412, 2011.
- [11] D. W. Lee, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Design of a track guidance algorithm for formation flight of UAVs," *Spring Conference of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jeju, 2014.
- [12] J. H. Jeong, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Optimal tracking control system design for a ring-wing type

UAV," *International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, Atlanta, 2013.



구 소 연

2014년 충남대 항공우주공학과 졸업. 2014년~현재 동 대학원 석사과정. 관심분야는 무인기 유도 제어.



이 동 우

2014년 충남대 항공우주공학과 졸업. 2014년~현재 동 대학원 석사과정. 관심분야는 무인기 유도 제어 및 근접 비행.



김 기 준

2010년 충남대 항공우주공학과 졸업. 2012년 동 대학원 석사. 2012년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 무인기 강건제어.



라 충 길

2012년 충남대 항공우주공학과 졸업. 2014년 동 대학원 석사. 2014년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 무인기 비선형/지능제어.



김 승 군

2002년 서울대 기계항공공학부 졸업. 2008년 동 대학원 박사. 2008~12년 영국 Cranfield Univ 연구원/조교수, 2012년~현재 충남대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 소형비행체, 비선형/지능제어, 의사결정.



석 진 영

1992년 서울대 항공우주공학과 졸업. 1994년 동대학원 석사. 1998년 동 대학원 박사. 2001년~현재 충남대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 무인항공기 비행제어 및 응용.