

비선형 시스템식별에 의한 무인비행기의 수학적 모델 적합성

Validation of Mathematical Models of UAV by Using the Parameter Estimation for Nonlinear System

이 환*, 최 형 식, 성 기 정
(Hwan Lee, Hyoung-Sik Choi, and Kie Jeong Seong)

Abstract : The sophisticated mathematical model is required for the design and the database construction of the advanced flight control system of UAV. In this paper, flight test of KARI's research UAV, often called DURUMI-II, is implemented for the data acquisition from the maneuver flight. The flight path reconstruction is implemented to ensure that the measured data is consistent and error free. The nonlinear system identification for the refined mathematical modeling is implemented with the verified measurements from the flight path reconstruction. The simulation with the identified results have a good validation when the simulated responses were compared to the flight tested data.

Keywords : system identification, mathematical modeling, validation, flight test

I. 서론

비행시험 데이터로부터 항공기의 수학적 모델을 정립하는 과정은 비행역학적인 관점에서 실제의 물리적 모델과 얼마나 잘 부합되는가에 대한 적합성이다. 무인비행기는 유인비행기에 비해 소형이므로 공기역학적인 특성이 다르고 외란이나 돌풍에 취약한 비행특성을 갖는다. 따라서 무인비행기 비행제어시스템은 이러한 특성 등을 반영해야 한다[1]. 최근에 다양한 비행임무 및 상황변화에 대해서 적극적으로 대처하기 위해 임무수행 능력을 높이고 고장이나 오작동 등의 돌발 상황으로 인해 임무수행이 불가능할 경우에도 차선의 여지를 선택할 수 있는 지능형 통합비행제어시스템에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[2].

이와 같은 배경으로 무인비행기의 비행제어시스템 설계를 위해 정확한 수학적 모델링이 필요하다. 무인비행기의 수학적 모델을 얻는 수단으로서 digital DATCOM을 이용하는 방법, 풍동실험을 수행하는 방법, 비행시험을 통하여 역으로 수학적 모델을 얻는 방법 등이 있다. 특히 비행시험을 수행하여 모델링하는 방법은 실제 비행 상황과 가장 잘 부합한다는 측면에서 수학적 모델 정립에 많이 이용된다. 비행시험데이터로부터 수학적 모델을 정립하는 과정은 강제로 가정된 항공기에 대해서 추력모델링과 공기력 모델링이 요구된다. 그러므로 이와 같은 과정은 공력미계수 등을 추정하는 문제로 귀결된다.

항공기 매개변수 추정에 주로 사용되는 방법은 최대공산법, 확장 칼만필터방법 등이 있다[3,4]. 본 연구에서는 시스템식별에 의한 무인비행기의 비선형 수학적 모델 적합성을 위해 최대공산 알고리즘을 토대로 개발된 ESTIMA 패키지를 사용하였다.

독일 DLR 비행역학 연구소에서 시스템식별 연구목적으

로 개발한 ESTIMA는 LINUX에서 구동되며 복잡하고 거대한 비선형 동적 시스템 식별과 시뮬레이션 및 데이터 분석 등을 수행할 수 있는 통합패키지이다[5]. 그러므로 ESTIMA를 이용하기 위해서 시스템 식별 대상에 대한 사용자 정의 수학적 모델링과 비행시험 데이터가 요구된다.

본 연구에서 수행된 내용은 최대공산 출력오차법에 대한 수학적 배경, 비행시험에서 측정된 데이터의 비행경로 재형성을 위한 무인비행기의 운동학적 관계식, 비선형 시스템 식별을 위해 무인비행기 종운동에 대한 수학적 모델링 등을 포함하고 있다.

II. 수학적 배경

1. 최대공산 출력오차 방법의 모델구조

시스템 식별 목적 중의 하나는 시스템의 동적거동을 잘 나타내는 수학적 모델을 찾는 데 있다. 최대공산 출력오차 방법의 적용에서 수학적 모델구조는 정확하게 알고 있다고 가정하고 입력에 대해 계산된 모델출력 y 와 측정된 출력 z 가 같아지도록 모델 매개변수를 조정한다.

따라서 측정잡음만 고려하고 동시에 분석되어지는 1개 이상의 비행시험 데이터 꾸러미를 고려했을 때 시스템 모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다[5].

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t) - \Delta \mathbf{u}(b_{u,l}), \boldsymbol{\beta}_x], \quad \mathbf{x}(t_{0,l}) = \mathbf{x}_0(b_{x,l}) \quad (1) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{g}[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t) - \Delta \mathbf{u}(b_{u,l}), \boldsymbol{\beta}_x, \boldsymbol{\beta}_y] + \Delta \mathbf{z}(b_{y,l}), \quad l = 1, \dots, n_z \quad (2) \end{aligned}$$

$$\mathbf{z}(t_k) = \mathbf{y}(t_k) + \mathbf{v}(t_k), \quad k = 1, \dots, N \quad (3)$$

추정할 전체 매개변수 벡터는 다음과 같이 구성할 수 있다.

$$\boldsymbol{\theta} = [\boldsymbol{\beta}_x, \boldsymbol{\beta}_y, b_{x,1}, \dots, b_{x,n_z}, b_{y,1}, \dots, b_{y,n_z}, b_{u,1}, \dots, b_{u,n_z}]^T \quad (4)$$

여기서 n_z 는 동시에 분석되는 시간기록물의 수이고 $b_{x,l}$ 는 비선형 모델에 대해서 초기조건을 나타내고 선형모델에 대

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2007. 8. 5.; 채택확정 : 2007. 9. 1.

이 환, 최형식, 성기정 : 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀
(uav1004@kari.re.kr/chs@kari.re.kr/kjseong@kari.re.kr)

해서 l 번째 시간 마다에 대한 상태방정식의 일괄된 바이어스를 나타낸다. $b_{y,l}$ 는 비선형 모델에 대해 출력변수에서 바이어스를 나타내고 선형모델에 대해 관측방정식의 일괄된 바이어스 매개변수를 나타낸다. $b_{u,l}$ 는 단지 비선형모델에서 나타나는 것으로 전체 시스템 매개변수 등에 의존하는 시간마다를 나타낸다. 미지 시스템 계수(항공기에서 안정 및 조종미계수)는 상태방정식에 β_x 로 표시하고 관측방정식에서 나타나는 부가적인 시스템 계수 등은 β_y 로 표시한다. 비선형 시스템식별과 선형시스템 식별의 기본적인 차이는 초기조건, 관측변수 바이어스 파라미터와 제어변수 바이어스 파라미터를 추정하는 방법이다. 비선형 시스템 식별의 경우, 초기조건, 관측변수 바이어스 파라미터, 제어변수 바이어스 파라미터 등은 서로 선형적인 종속관계 또는 서로 상관관계에 있으므로 모두 추정하는 것은 불가능하다. 반면 선형시스템 식별은 이들을 독립적으로 추정할 수 있다.

2. 매개변수추정에 대한 통계학적 척도

가우스-뉴튼 최적화 방법은 자동적으로 매개변수 추정의 통계학적인 정확도에 관한 정보를 갖는다. 바이어스에 무관하고 효율적인 추정방법에 대해 가격함수의 2차 구배 행렬은 Fischer 정보행렬 (5)로 근사된다[5]. 최대공산추정법은 점진적으로 바이어스에 무관하고 효율적이므로 데이터 측정 수가 충분히 많을 때 Fischer 정보행렬의 역행렬은 추정 오차공분산 행렬에 대한 훌륭한 근사가 된다. 따라서 매개변수 추정에 대한 통계학적인 정확도 평가로서 추정오차공분산 행렬을 이용한다.

$$F = \frac{\partial^2 J}{\partial \theta^2} \approx \sum_{k=1}^N \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right] \quad (5)$$

매개변수오차 공분산행렬 P 는 다음과 같다.

$$P \approx \left\{ \sum_{k=1}^N \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right] \right\}^{-1} \quad (6)$$

행렬 P 의 대각요소는 추정에 대한 분산으로서 매개변수 추정의 정확도에 대한 척도이다. 따라서 Cramer-Rao 경계로 호칭되는 추정의 표준편차는 다음과 같이 쉽게 계산된다.

$$\sigma(\theta_i) = \sqrt{p_{ii}} \quad (7)$$

상대적인 표준편차는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\sigma(\theta_i)/\theta_i \quad (8)$$

행렬 P 의 비 대각요소는 매개변수들 사이의 통계학적인 의존성에 대한 척도로서 상관관계를 나타내며 다음과 같이 계산된다.

$$\rho(\theta_i, \theta_j) = \frac{p_{ij}}{\sqrt{p_{ii}p_{jj}}} \quad (9)$$

III. 비행경로 재형성

1. 비행데이터 타당성 조사

비선형 시스템 식별에 사용될 비행시험 데이터의 측정이

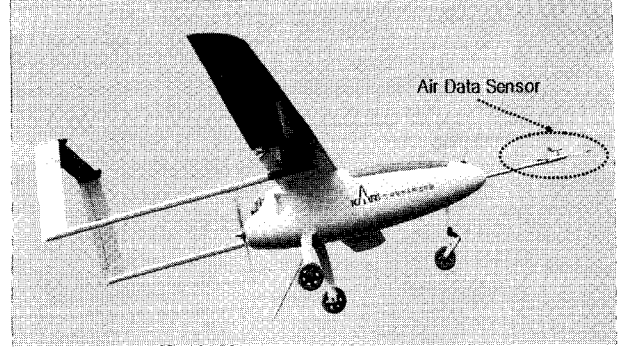


그림 1. KARI 연구용 무인비행기 DURUMI-II.

Fig. 1. DURUMI-II, KARI's research UAV.

일관되고 오류가 없다는 것을 보증하기 위해 비행데이터 호환성(compatibility)검사가 필요하다[5].

비행경로 재형성라고 호칭되는 데이터 호환성 검사는 항공기의 6자유도 운동학적인 관계식에 토대를 두고 있으며 부가적으로 항공기 위치를 나타내는 식을 이용할 수도 있다. 비행데이터 호환성 검사에 대한 한 가지 예로서, 대기 데이터센서(air data sensor)로부터 측정된 받음각이 가속도와 각속도의 관성측정으로부터 재형성된 값과 일치하여야 한다는 것이다.

이러한 검증은 잘 정의된 항공기 운동의 운동학적 관계식이 수치계산을 통해 비행정보를 추출할 수 있는 수단을 제공하기 때문에 비행데이터의 경우 가능하다. 따라서 공력 모델링과 다르게 운동학적 모델에서 포함된 불확실성은 없으므로 데이터 호환성 검사는 비행기 상태들에 대해 정확한 정보를 제공한다. 본 연구에서는 비행경로 재형성을 위해 고정밀 저잡음 센서 등이 비행시험에 사용될 때 자주 이용되는 최대공산 출력오차방법을 적용하였다. 항공기 운동의 운동학적 관계식은 다음과 같은 상태방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{u} = -(q - \Delta q)w + (r - \Delta r)v - g \sin \theta + (a_x - \Delta a_x) \quad (10)$$

$$\dot{v} = -(r - \Delta r)u + (p - \Delta p)w + g \cos \theta \sin \phi + (a_y - \Delta a_y) \quad (11)$$

$$\dot{w} = -(p - \Delta p)v + (q - \Delta q)u + g \cos \theta \cos \phi + (a_z - \Delta a_z) \quad (12)$$

$$\dot{\phi} = (p - \Delta p) + (q - \Delta q) \sin \phi \tan \theta + (r - \Delta r) \cos \phi \tan \theta \quad (13)$$

$$\dot{\theta} = (q - \Delta q) \cos \phi - (r - \Delta r) \sin \phi \quad (14)$$

$$\dot{\psi} = (q - \Delta q) \sin \phi \sec \theta + (r - \Delta r) \cos \phi \sec \theta \quad (15)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \cos \theta \sin \phi - w \cos \theta \cos \phi \quad (16)$$

여기서 u, v, w 는 기체축 속도성분, p, q, r 는 기체축 각속도성분, a_x, a_y, a_z 는 기체축 병진가속도 성분, ϕ, θ, ψ 는 오일러 각, h 는 압력고도, $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ 와 $\Delta p, \Delta q, \Delta r$ 는 측정에서 발생하는 바이어스 등을 나타낸다. 각각의 상태방정식에 대한 초기조건은 다음과 같다.

$$u(0) = u_0, \quad v(0) = v_0, \quad w(0) = w_0 \quad (17)$$

$$\phi(0) = \phi_0, \quad \theta(0) = \theta_0, \quad \psi(0) = \psi_0 \quad (18)$$

$$h(0) = h_0 \quad (19)$$

운동학적 관계식들은 비행기의 무게중심에서 유도되므로 병진가속도는 C.G를 기준점으로 측정되어야 하는데 가속도 계를 C.G에 정확하게 장착하지 않고 임의로 편리한 위치에 장착해서 측정했기 때문에 다음과 같은 관계식을 통해 C.G의 가속도 성분을 계산할 수 있다.

$$a_x = a_{xa} + (\dot{q}^2 + r^2)X_a - (pq - \dot{r})Y_a - (pr + \dot{q})Z_a \quad (20)$$

$$a_y = a_{ya} - (pq + \dot{r})X_a + (r^2 + p^2)Y_a - (rq - \dot{p})Z_a \quad (21)$$

$$a_z = a_{za} - (pr - \dot{q})X_a - (qr + \dot{p})Y_a + (p^2 + q^2)Z_a \quad (22)$$

여기서 a_{xa}, a_{ya}, a_{za} 는 임의의 위치에서 측정된 병진가속도 성분이고 X_a, Y_a, Z_a 는 C.G로부터 장착된 가속도계까지 거리이다. 측정방정식은 다음과 같이 구성한다.

$$\phi_m = K_\phi \phi + \Delta\phi \quad (23)$$

$$\theta_m = K_\theta \theta + \Delta\theta \quad (24)$$

$$\psi_m = K_\psi \psi + \Delta\psi \quad (25)$$

$$V_{m_tas} = K_{V_{tas}} \sqrt{u_{tas}^2 + v_{tas}^2 + w_{tas}^2} + \Delta V_{tas} \quad (26)$$

$$\alpha_{m_aoa} = K_{\alpha_{aoa}} \tan^{-1}\left(\frac{w_{aoa}}{u_{aoa}}\right) + \Delta\alpha_{aoa} \quad (27)$$

$$\beta_{m_aos} = K_{\beta_{aos}} \sin^{-1}\left(\frac{v_{aos}}{\sqrt{u_{aos}^2 + v_{aos}^2 + w_{aos}^2}}\right) + \Delta\beta_{aos} \quad (28)$$

위의 측정방정식 좌변의 상태변수에 나타나는 하첨자 m 는 비행시험에서 획득된 데이터를 의미하고 우변의 상태변수는 상태방정식의 적분을 통해 얻어지거나 파생된다.

2. 무게중심에 대한 수정

가속도, 병진가속도, 진대가속도, 받음각, 옆 미끄럼각 등의 측정값들은 항공기 C.G와 센서위치 사이의 거리에 영향 받는다. 이상적으로 이러한 센서들은 C.G에 설치되어야 한다. 일반적으로 병진가속도 센서는 C.G에 거의 일치하게 설치할 수 있으나 공기역학적인 데이터($V_{m_tas}, \alpha_m, \beta_m$) 센서 등은 항공기 노즈에서 조금 떨어져 설치된다.

시스템 식별에 대해 사용된 수학적 모델은 항상 C.G에 대한 힘과 모멘트 등으로 나타내진다. 비행시험 측정에서 C.G 위치의 영향을 다루는 2가지 방법이 있는데 하나는 측정값 들을 C.G위치에 대해 수정하는 것이고 다른 하나는 측정식에서 모델응답을 개별적인 센서위치로 변환하는 것이다. 본 연구에서는 전자의 방식을 사용하였다.

$$u_{aos} = u - (r - \Delta r)Y_{aos} + (q - \Delta q)Z_{aos} \quad (29)$$

$$v_{aos} = v - (p - \Delta p)Z_{aos} + (r - \Delta r)X_{aos} \quad (30)$$

$$w_{aos} = w - (q - \Delta q)X_{aos} + (p - \Delta p)Y_{aos} \quad (31)$$

하첨자 tas, aoa, aos 는 대기속도, 받음각, 옆 미끄럼각 등의 센서 위치에서 해당 성분들을 의미한다.

IV. 무인비행기 중운동 모델

비선형 시스템 식별을 위해 추정할 매개변수가 포함된 무인비행기의 중운동 상태방정식은 다음과 같이 구성된다 [6].

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [\bar{q} S c C_m^{cg} + M_T - I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_z - I_x)pr] \quad (32)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (33)$$

$$\dot{u} = -qw + rv - g \sin \theta + \frac{\bar{q} S}{m} C_X + \frac{1}{m} F_{Tx} \quad (34)$$

$$\dot{w} = -pv + qu + g \cos \theta \cos \phi + \frac{\bar{q} S}{m} C_Z + \frac{1}{m} F_{Tz} \quad (35)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \cos \theta \sin \phi - w \cos \theta \cos \phi \quad (36)$$

여기서 C_X, C_Z, C_m^{cg} 는 각각 x 축 방향 공력계수, z 축 방향 공력계수, 피칭모멘트 계수를 나타내고 F_T 는 추력을 나타낸다.

$$C_X = -C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha \quad (37)$$

$$C_Z = -C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha \quad (38)$$

$$C_m^{cg} = C_m^{cp} + C_X \frac{z_{rp}}{c} - C_Z \frac{x_{rp}}{c} \quad (39)$$

$$F_{Tx} = F_T \cos \sigma \quad (40)$$

$$F_{Tz} = -F_T \sin \sigma \quad (41)$$

$$M_T = F_{Tx} z_e - F_{Tz} x_e \quad (42)$$

공력모델링은 다음과 같다.

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lq} \frac{qc}{V_t} + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (43)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi e A} C_L^2 \quad (44)$$

$$C_m^{cp} = C_{m0} + C_m^\alpha \alpha + C_{mq} \frac{qc}{V_t} + C_{m\delta_e} \delta_e \quad (45)$$

측정방정식은 다음과 같다.

$$a_{x_m} = a_x^{cg} - (\dot{q}^2 + r^2)x_a + (pq - \dot{r})y_a + (pr + \dot{q})z_a \quad (46)$$

$$a_{z_m} = a_z^{cg} + (pr - \dot{q})x_a + (qr + \dot{p})y_a - (p^2 + q^2)z_a \quad (47)$$

$$q_m = q + \Delta q \quad (48)$$

$$\alpha_{m_aoa} = F_\alpha \tan^{-1}\left(\frac{w_{aoa}}{u_{aoa}}\right) + \Delta\alpha_{aoa} \quad (49)$$

$$\theta_m = \theta + \Delta\theta \quad (50)$$

$$h_m = h \quad (51)$$

$$V_{m_tas} = \sqrt{u_{tas}^2 + v_{tas}^2 + w_{tas}^2} \quad (52)$$

여기서 무게중심에서 가속도 다음과 같다.

$$a_x^{cg} = \frac{1}{m} (\bar{q} S C_X + F_{Tx}) \quad (53)$$

$$a_z^{cg} = \frac{1}{m} (\bar{q} S C_Z + F_{Tz}) \quad (54)$$

V. 비행시험 및 결과분석

1. 비행시험

무인비행기의 동적특성을 조사하는 비행시험은 비행상태 측정에 대한 정확도, 대용량 획득데이터의 효율적 처리등과 같은 여러 가지 어려운 문제들을 내포하고 있다. 또한, 폐

루프 조종성에 대한 주요특성 등은 기체의 개루프 특성과 조종시스템에 크게 의존한다[7]. 비행시험을 위한 조종입력 형태는 바람에 의한 랜덤입력을 비롯해서 무한하게 많이 있을 수 있다. 중요한 것은 비행기의 고유비행특성을 나타내게 하는 입력형태를 찾아내는 것으로서 사전조사 방법인 비행역학 시뮬레이션, HILS 시험 등이 이용되고 있다.

본 연구에서 비행시험에 사용된 무인비행기(그림 1)는 고장 허용제어시스템 연구목적으로 항공우주연구원에서 설계 제작하였다. 비행시험 입력은 탑재된 비행제어 컴퓨터에서 자동으로 엘리베이터에 대하여 형태가 multi-step(3211)이고 변위각 크기가 6도인 조종입력을 가하도록 하였다.

중운동 비행시험 입력형태인 multi-step는 넓은 대역폭에 걸쳐 비행기를 가진할 수 있는 형태로 자주 이용된다. 무인비행기 제원은 표 1과 같다.

2. 비행데이터 타당성 검사

비행경로 재형성에서 운동학적 상태방정식의 매개변수에 대한 추정결과는 표 2(a)에 나타내었고 측정방정식의 매개변수 추정에 대한 결과를 표 2(b)에 나타내었다.

비행경로 재형성에서 식별된 매개변수를 이용하여 계산된 모델응답과 비행시험에서 측정된 데이터를 비교하여 그림 3(a)와 (b)에 각각 나타내었다.

옆 미끄럼각 β 을 제외하고는 비행시험 데이터와 잘 부합되는 것을 알 수 있다.

식별된 특정 매개변수들 사이의 통계학적인 의존성을 의미하는 상관관계를 표 3에 나타내었다.

3. 중운동 시스템 식별

비선형 중운동 모델에 대한 상태방정식의 매개변수 추정에 대한 결과는 표 4에 나타내었고 추정된 공력미계수 사이의 통계학적인 상관관계지수를 표 5에 나타내었다. 식별

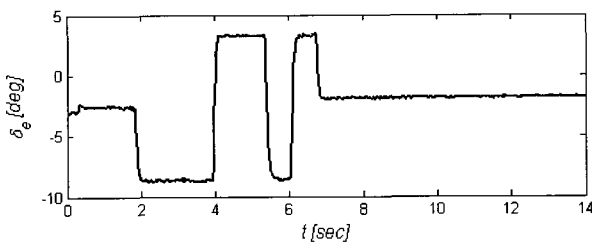


그림 2. 비행시험 입력, multi-step(3211).

Fig. 2. Input for flight test, multi-step(3211).

표 1. 무인비행기 제원.

Table 1. Physical characteristics of the DURUMI-II.

전 장	2.7m	엔 진	가솔린 80CC
전 폭	4.8m	엔진마력	7.9hp
전 고	1.22m	최대이륙중량	37kg
A R	15	공허중량	22kg
실속속도	55km/h	유상하중	12kg
순항속도	100km/h	연료용량	4리터
최고속도	120km/h	체공시간	60분

된 매개변수를 사용하여 계산된 수학적 모델 응답과 비행 시험 데이터를 비교하여 그림 4(a)와 (b)에 각각 나타내었다. 속도 V_T 와 x 축 가속도 성분을 제외하고는 비행시험 데이터에 잘 적합 되는 것을 알 수 있다.

표 2. (a) 상태방정식 매개변수(bias) (b) 측정방정식 매개변수 (scale factor, bias).

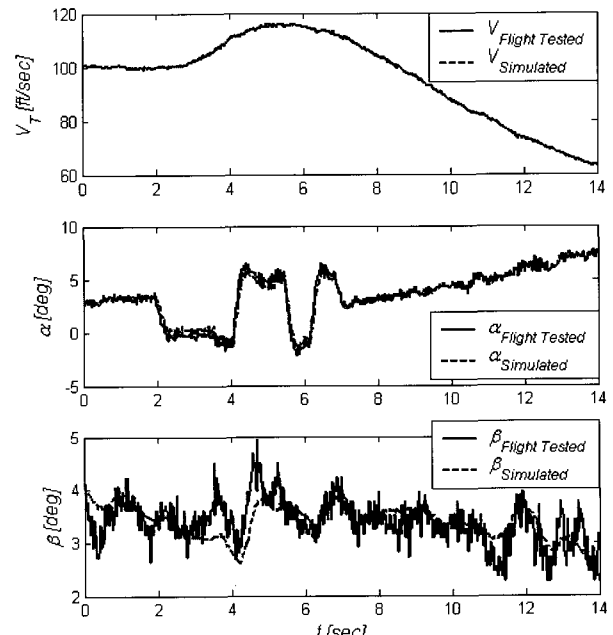
Table 2. (a) Parameters in state equations (b) Parameters in measurement equations.

(a)

식별된 매개변수 β_x	추정값	표준편차 $\sigma(\theta_i) = \sqrt{p_{ii}}$	상대표준편차 $\sigma(\theta_i)/\theta_i$ %
$\Delta a_x [G]$	1.03718	1.4	134.62
$\Delta a_y [G]$	1.40415	0.45	31.92
$\Delta a_z [G]$	-39.04320	0.33	0.84
$\Delta p [\text{deg/s}]$	0.00176	0.00013	7.55
$\Delta q [\text{deg/s}]$	-0.00001	0.00010	126.43
$\Delta r [\text{deg/s}]$	0.00076	0.00003	4.69

(b)

식별된 매개변수 β_y	추정값	표준편차 $\sigma(\theta_i) = \sqrt{p_{ii}}$	상대표준편차 $\sigma(\theta_i)/\theta_i$ %
$\Delta \phi [\text{deg}]$	0.03846	0.0349	90.66
$\Delta \theta [\text{deg}]$	1.99910	0.198	9.90
$K_{V_{tas}}$	1.00317	0.000914	0.09
$\Delta V_{tas} [ft/s]$	-0.20787	0.0879	42.28
$\Delta \alpha_{aos} [\text{deg}]$	0.05174	0.0707	136.57
$\Delta \beta_{aos} [\text{deg}]$	5.84398	0.936	16.01



(a)

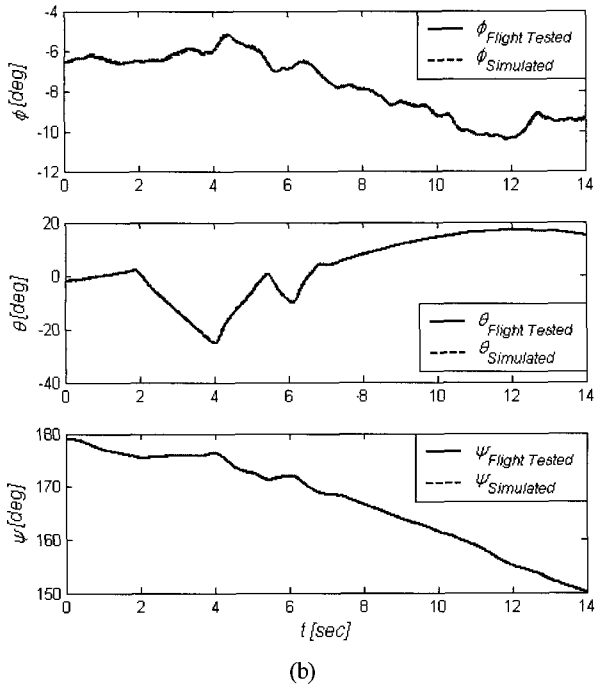


그림 3. (a) 비행데이터 타당성 (b) 비행데이터 타당성.
Fig. 3. (a) Compatibility check on the flight tested data (b) Compatibility check on the flight tested data.

표 3. 추정된 매개변수 상관관계.

Table 3. Correlation in the estimated parameters.

통계학적인 의존성	상관관계(0.9 이상) $\rho(\theta_i, \theta_j) = \frac{p_{ij}}{\sqrt{p_{ii}p_{jj}}}$
$\Delta a_y, \Delta a_x$	0.9165
$\Delta \theta, \Delta p$	0.9492
$u_0, \Delta a_x$	-0.9646
$u_0, \Delta a_y$	-0.9858
$v_0, \Delta \beta_{aos}$	-0.9686
$\theta_0, \Delta p$	-0.9336
$\theta_0, \Delta \theta$	-0.9735

표 4. 공력미계수 추정결과.

Table 4. Estimation of the aerodynamic derivatives.

식별된 매개변수 β_x	추정값	표준편차 $\sigma(\theta_i) = \sqrt{p_{ii}}$	상대표준편차 $\sigma(\theta_i)/\theta_i$ %
C_{L0}	0.89474	0.0655	7.32
$C_{L\alpha}$	2.54644	0.423	16.62
C_{Lq}	-72.2721	16.3	22.53
$C_{L\delta_r}$	1.52509	0.472	30.94
C_{D0}	2.24621	0.13	5.78
C_{m0}	-1.24582	0.0611	4.91
$C_{m\alpha}$	-1.22649	0.148	12.10
C_{mq}	-50.9730	8.63	16.93
$C_{m\delta_r}$	1.91471	0.308	16.06

표 5. 추정된 공력미계수의 상관관계.

Table 5. Correlation in the estimated aerodynamic derivatives.

통계학적인 의존성	상관관계(0.9 이상) $\rho(\theta_i, \theta_j) = \frac{p_{ij}}{\sqrt{p_{ii}p_{jj}}}$
$C_{L\delta_r}, C_{Lq}$	-0.9411
C_{m0}, C_{D0}	-0.9866
$C_{m\delta_r}, C_{mq}$	-0.9802

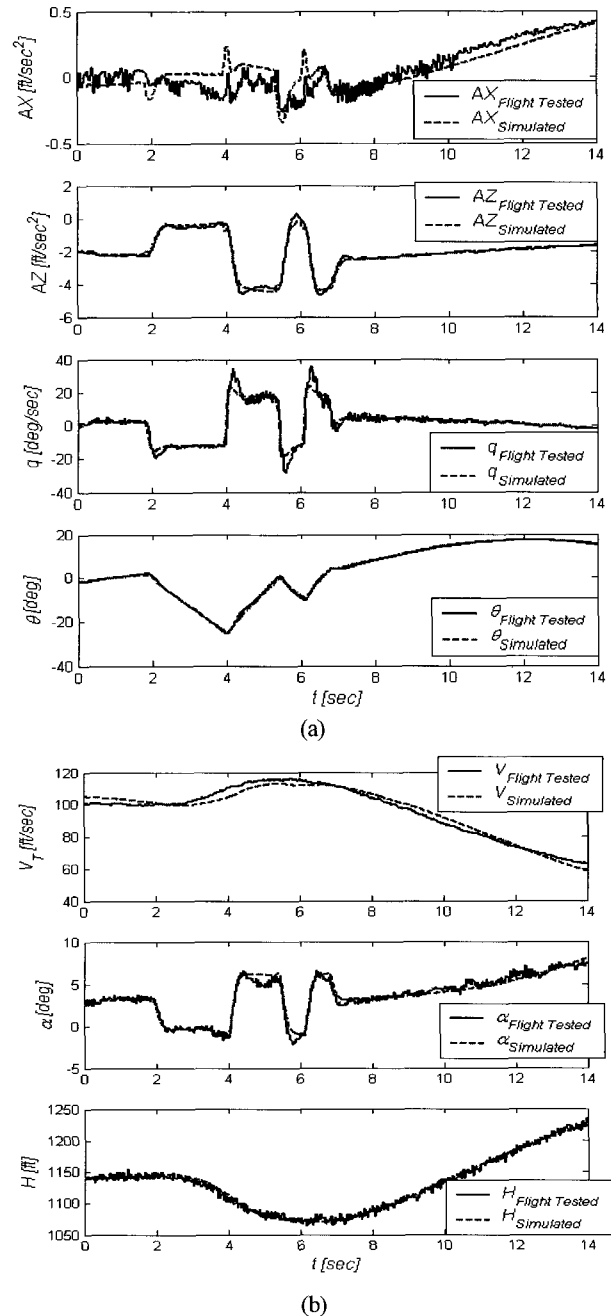


그림 4. (a) 비선형 시스템 식별에 대한 적합성 (b) 비선형 시스템 식별에 대한 적합성.

Fig. 4. (a) Validation of the nonlinear system identification (b) Validation of the nonlinear system identification.

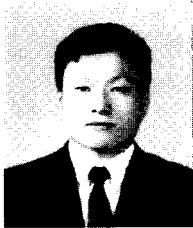
VI. 결론

고장허용제어 연구용으로 제작된 무인비행기의 비행시험을 수행하여 필요한 데이터를 획득하고 측정된 데이터의 타당성을 조사하기 위해 비행경로 재형성을 수행하였다. 측정된 비행시험 데이터는 비행경로 재형성에 대한 결과로부터 측정이 일관되고 오류가 없다는 것을 알 수 있었다. 또한, 대상 무인비행기의 정밀한 수학적 모델링을 위해 비선형 시스템 식별을 수행하였다. 식별된 결과를 이용하여 계산된 모델응답은 비행시험데이터와 비교했을 때 대상 시스템에 잘 적합 된다는 것을 알 수 있다. 이와 같은 연구결과를 통하여 지능형 통합비행제어 시스템 설계에 적용할 수 있는 무인비행기의 정밀한 수학적 모델을 얻을 수 있다.

참고문헌

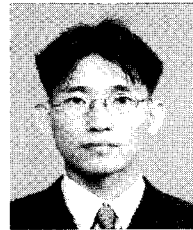
[1] R. Jategaonkar, D. Fishchenberg, and W. V. Gruenhagen, "Aerodynamic modeling and system identification from flight data-recent applications at DLR," *Journal of Aircraft*, vol. 41. no. 4, July-August, 2004.

- [2] T. R. Moes, M. S. Smith, and E. A. Morelli, "Flight investigation of prescribed simultaneous independent surface excitations for real-time parameter identification," *AIAA Paper 2003-5702, Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Texas, Austin, August 2003.
- [3] R. E. Maine and K. W. Iliff, "AGARD flight test techniques series volume 2 on identification of dynamic systems," *AGARD-AG-300-VOL. 2*, 1985.
- [4] R. E. Maine and K. W. Iliff, "AGARD flight test techniques series volume 3 on identification of dynamic systems-applications to aircraft part 1: The output error approach," *AGARD-AG-300-VOL. 3*, 1986.
- [5] R. V. Jategaonkar, "ESTIMA-A modular and integrated software tool for parameter estimation and simulation of dynamic systems," *DLR IB 111-2001/29*, July 2001.
- [6] B. L. Stevens and F. L. Lewis, "Aircraft control and simulation-2nd" *John Wiley and Sons, Inc.*, 2003.
- [7] D. T. Ward, "Introduction to flight test engineering," *Elsevier*, 1993.



이 환

1994년 조선대학교 항공우주공학과 졸업. 1997년 동 대학원 석사. 2006년 동 대학 박사. 2006년~현재 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀 연구원. 관심분야는 헬리콥터 비행역학 및 제어, 모델링, 시스템식별.



최 형 식

2000년 울산대학교 항공우주공학과 졸업. 2002년 동 대학원 석사. 2002년~현재 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀 선임연구원. 관심분야는 비행시뮬레이션, 제어, 모델링



성 기 정

1985년 한국항공대학교 항공공학과 졸업. 1987년 한국과학기술원 석사. 2006년 한국항공대학 박사. 1987년~1993년 대우중공업, KTX-1, 비조 개발 1993년~현재 한국항공우주연구원, 쌍발복합재 항공기, 반디호 개발. 관심분야는

비행제어, 모델링, 시스템식별.