

단발 터어보프롭 항공기 동적 모델의 파라미터 추정

Parameter Estimation of a Single Turbo-Prop Aircraft Dynamic Model

이 환, 이 상 기
(Hwan Lee, Sang Kee Lee)

Abstract : The modified maximum likelihood estimation method is used to estimate the nondimensional aerodynamic derivatives of a single turbo-prop aircraft at a specified flight condition for the best deduction of the dynamic characteristics. In wind axes the six degree of freedom equations are algebraically linearized so that the linear state equation contains aerodynamic derivatives in a state-space form and is used in the maximum likelihood method. The simulated data added with the measurement noise is used as a flight test data which is necessary to the estimation of nondimensional aerodynamic derivatives. It is obtained by implementing the 6-DOF nonlinear flight simulation. In the flight simulation, the effects of several control input types, control deflection amplitudes, and the turbulence intensities on the statistical convergence criteria are also examined and quantitative analysis of the results is discussed.

Keywords : parameter estimation, maximum likelihood method, flight simulation, turbulence

I. 서론

항공기의 설계개발 과정에서 시제기의 제작완료 후 원래 설계의도대로 항공기가 제작되었는지를 조사하기 위해 설계검증 및 평가단계로서 비행시험을 수행한다. 이 비행시험은 비행시뮬레이터와 함께 유기적으로 수행되며 여기서 말하는 비행시뮬레이션은 항공기의 연구개발시 필수적이고 중요한 엔지니어링 수단이 된다. 이 과정에서 비행시험 자료로부터 항공기의 수학적 모델을 정립하는 과정이 따르게 되며 이 때 중요한 것은 비행역학적 관점에서 실제의 물리적 모델과 수학적 모델이 얼마나 잘 부합하는가 하는 문제 즉, 충실도의 문제이다. 실제 비행시험자료를 가지고 수학적 모델을 구하는 일은 이미 항공기를 강체로 가정하였을 때 수학적 구조는 정해지므로 남아 있는 일은 공기력의 모델링 과정이며 이 과정은 공력미계수들을 추정하는 문제 즉, 파라미터 추정문제에 귀착된다. 따라서 본 논문에서는 단발 터어보프롭항공기의 특정 비행상태에서 항공기의 동적특성에 가장 잘 부합하는 공력미계수를 추정하기 위하여 다른 추정법에 비해 효율적이고 또 가장 많이 사용되는 방법인 최대공산법을 사용하였다[1][2]. 공력미계수 추정에 필요한 실제의 비행시험자료를 입수하기가 어려워, 여기에서는 난류효과를 고려한 항공기의 비선형 6자유도 운동의 수치모사된 자료에 측정기의 잡음을 섞은 자료를 실제의 비행시험자료로 간주하여 공력미계수 추정문제에 적용하였다. 이 때 난류강도의 강약정도[3], 입력의 형태 및 크기, 그리고 측정기의 잡음크기가 공력미계수 추정문제의 수렴유무 및 결과의 통계학적인 판단에 어떠한 영향을 주는가에 대한 정량적인 분석을 수행하였다.

II. 항공기 비선형방정식의 대수 선형화

추정할 파라미터인 공력미계수를 포함하고 최대공산법에서 사용할 항공기의 동적모델을 얻기 위하여 항공기 6자유도 비선형방정식을 임의의 비행조건에 대하여 선형화 하여

야 한다. 비선형방정식을 선형화하는 방법으로는 수치선형화하는 방법과 대수선형화하는 방법이 있다. 수치선형화를 수행하는 방법은 정상상태 조건으로부터 상태변수와 입력변수를 미소교란시키고 Jacobian행렬에서 편도함수를 수치적으로 계산함으로써 수행한다[4]. 그러나 이 방법은 추정할 공력미계수들을 상태공간형태에서 파라미터로 처리할 때 물리적 의미가 상실된다. 반면 대수적인 선형화방법은 공력미계수의 물리적 의미를 살리면서 상태공간형태에서 파라미터 추정문제를 수행할 때 편리하다. 그러므로 본 논문에서는 대수적인 선형화 방법을 사용하였다.

1. 바람축계에서의 항공기 운동방정식

대수적으로 선형화된 방정식을 얻기 위해서는 기체축계에서 표현된 방정식을 바람축계에서 나타내는 것이 편리하다. 기체축계에서 6자유도 방정식을 바람축계로 나타내기 위해서는 회전행렬을 정의해야 한다. 즉, 받음각 α 에 의한 회전과 옆미끄림각 β 에 의한 회전을 나타내는 행렬이다. 기체축계에서 바람축계로 전환되는 회전행렬 S는 다음과 같다.

$$S = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

일반적으로 기체축계에서 바람축계로 변환할 때 항공기의 관성모멘트도 함께 변환되어야 한다. X-Z축 평면에 대칭인 비행기의 기체축 좌표계에 대한 관성모멘트가 다음과 같이 주어진다고 가정한다.

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

바람축계에서 관성모멘트 J_w 는 다음과 같이 주어진다.

$$J_w = SJS^T = \begin{bmatrix} J_x' \cos^2 \beta + J_y' \sin^2 \beta & \frac{1}{2}(J_y' - J_x') \sin 2\beta & -J_{xz}' \cos \beta \\ \frac{1}{2}(J_y' - J_x') \sin 2\beta & J_x' \sin^2 \beta + J_y' \cos^2 \beta & J_{xz}' \sin \beta \\ -J_{xz}' \cos \beta & J_{xz}' \sin \beta & J_z' \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서

접수일자 : 1997. 9. 25., 수정완료 : 1998. 1. 20

이 환 : 조선대학교 항공우주공학과

이상기 : 조선대학교 우주항공공학과

* 본 논문은 한국과학재단 지정 지역협력 연구센터인 조선대학교 수송기계부품 공장자동화 연구센터의 연구비 지원에 의해 연구하였습니다.

$$J_x' = J_x \cos^2 \alpha + J_z \sin^2 \alpha - J_{xz} \sin 2\alpha$$

$$J_y' = J_y$$

$$J_z' = J_x \sin^2 \alpha + J_z \cos^2 \alpha + J_{xz} \sin 2\alpha$$

$$J_{xz}' = \frac{1}{2} (J_x - J_z) \sin 2\alpha + J_{xz} \cos 2\alpha$$

1.1 병진운동방정식

대수적인 선형화를 위해 기체축계에서 바람축계로 변환된 결과 식을 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{V}_T = \frac{1}{m} (F_T \cos \alpha \cos \beta - D + m g_1) \quad (4)$$

$$\dot{\beta} V_T = \frac{1}{m} (-F_T \cos \alpha \sin \beta + Y - m V_T R_w + m g_2) \quad (5)$$

$$\dot{\alpha} V_T \cos \beta = \frac{1}{m} (-F_T \sin \alpha - L + m V_T Q_w + m g_3) \quad (6)$$

여기서 V_T , m , F_T , D , Y , L , Q_w , R_w 는 각각 진대기속도, 항공기 질량, 추력, 항력, side force, 양력, y축에 대한 각속도, z축에 대한 각속도이다. 또한, 바람축계에서 중력가속도 성분은 다음과 같다.

$$g_1 = g_0' (-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta) \quad (7)$$

$$g_2 = g_0' (\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) \quad (8)$$

$$g_3 = g_0' (\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \quad (9)$$

여기서 g_0' 는 표준 중력가속도, ϕ , θ , ψ 는 NACA의 표준 형에 따른 Euler각이다.

1.2 회전운동방정식

바람축계에서 회전운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{P}_w \\ \dot{Q}_w \\ \dot{R}_w \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} -\dot{\beta} Q_w - \dot{\alpha} R_w \cos \beta \\ \dot{\beta} P_w + \dot{\alpha} R_w \sin \beta \\ \dot{\alpha} P_w \cos \beta - \dot{\alpha} Q_w \sin \beta \end{bmatrix} - J_w^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -R_w & Q_w \\ R_w & 0 & -P_w \\ -Q_w & P_w & 0 \end{bmatrix} J_w \begin{bmatrix} P_w \\ Q_w \\ R_w \end{bmatrix} + J_w^{-1} \begin{bmatrix} \bar{L}_w \\ M_w \\ N_w \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서 P_w , \bar{L}_w , M_w , N_w 는 각각 x축에 대한 각속도, 롤링모멘트, 피칭모멘트, 요잉모멘트 이다.

1.3 자세방정식

지표면을 관성좌표계로 간주하면 바람축계와 관성좌표계의 관계는 다음과 같은 운동학적 방정식으로 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} S^T \begin{bmatrix} P_w \\ Q_w \\ R_w \end{bmatrix} \quad (11)$$

2. 대수선형화 과정

항공기 6자유도 비선형방정식의 일반적인 형태를 나타내면 다음과 같다.

$$f(\dot{X}, X, U) = 0 \quad (12)$$

여기서 상태벡터와 조종입력벡터는 다음과 같다.

$$X^T = [V_T \ \beta \ \alpha \ \phi \ \theta \ \psi \ P_w \ Q_w \ R_w] \quad (13)$$

$$U^T = [\delta_{th} \ \delta_e \ \delta_a \ \delta_r] \quad (14)$$

일반적인 형태의 비선형방정식을 평형상태점 $X=X_e$, $U=U_e$ 에 대하여 Taylor급수 전개하고 이차항을 무시하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial f}{\partial \dot{X}} \delta \dot{X} + \frac{\partial f}{\partial X} \delta X + \frac{\partial f}{\partial U} \delta U = 0 \quad (15)$$

위 식의 첫 번째 항을 오른쪽으로 옮기고 평형상태를 적용하면 다음과 같은 행렬이 구해진다.

$$E = - \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \dot{X}^T} \\ \vdots \\ \frac{\partial f_9}{\partial \dot{X}^T} \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad \text{크기 } 9 \times 9 \quad (16)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial X^T} \\ \vdots \\ \frac{\partial f_9}{\partial X^T} \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad \text{크기 } 9 \times 9 \quad (17)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial U^T} \\ \vdots \\ \frac{\partial f_9}{\partial U^T} \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad \text{크기 } 9 \times 4 \quad (18)$$

(15)에서 $\delta \dot{X}$, δX , δU 는 평형상태의 값으로부터 미소 교란된 상태벡터와 조종입력벡터이다. 이것들을 각각 \dot{x} , x , u 로 나타낸다. 위의 과정을 종합하면 다음과 같이 표현된다.

$$E(\xi) \frac{d x(t)}{dt} = A(\xi) x(t) + B(\xi) u(t) \quad (19)$$

여기서 ξ 는 추정하고자 하는 시스템 파라미터이다.

3. 선형화된 방정식

추정할 파라미터인 공력미계수가 포함된 선형방정식을 종운동방정식과 횡운동방정식으로 나타내었다[5][6].

3.1 종운동방정식

2절에서 계수행렬 E, A, B는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$A = \begin{bmatrix} -a_1(2C_D + C_{D_s}) + X_{T_s} \cos \alpha_e & a_2(C_L - C_{L_s}) & -g_0' \cos \gamma_e & 0 \\ -a_1(2C_L + C_{L_s}) - X_{T_s} \sin \alpha_e & -a_2(C_D + C_{D_s}) & -g_0' \sin \gamma_e & V_T - a_3 C_{L_s} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_4(2C_M + C_{m_s}) + M_{T_s} & a_5 C_{m_s} & 0 & a_6 C_{m_s} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_{th}} \cos \alpha_e & -a_2 C_{D_{\delta}} \\ -X_{\delta_{th}} \sin \alpha_e & -a_2 C_{L_{\delta}} \\ 0 & 0 \\ M_{\delta_{th}} & a_5 C_{m_{\delta}} \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & V_T + a_3 C_{L\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -a_6 C_{m\alpha} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

여기서

$$a_1 = \frac{\bar{q}S}{mV_T} \quad a_2 = \frac{\bar{q}S}{m} \quad a_3 = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2mV_T}$$

$$a_4 = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{J_y V_T} \quad a_5 = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{J_y} \quad a_6 = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{J_y} \frac{\bar{c}}{2V_T}$$

$$X_{T_v} = \frac{1}{m} \frac{\partial F_T}{\partial V_T} \quad M_{T_v} = \frac{1}{J_y} \frac{\partial M_{W_T}}{\partial V_T}$$

$$X_{\delta_h} = \frac{1}{m} \frac{\partial F_T}{\partial \delta_h}$$

중운동에서 상태변수들과 조종입력변수는 다음과 같다.

$$\mathbf{x}^T = [v_T \quad \alpha \quad \theta \quad q], \quad \mathbf{u}^T = [\delta_h \quad \delta_e]$$

3.2 횡운동방정식

횡운동방정식도 중운동방정식과 마찬가지로 계수행렬 E, A, B를 나타내면 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} a_2 C_{Y_v} & g_0' \cos \theta_e & b_1 C_{Y_v} & b_1 C_{Y_v} - V_T \\ 0 & 0 & \frac{\cos \gamma_e}{\cos \theta_e} & \frac{\sin \gamma_e}{\cos \theta_e} \\ \mu b_2 C_{1_v} + \sigma_1 b_4 C_{n_v} & 0 & \mu b_3 C_{1_v} + \sigma_1 b_5 C_{n_v} & \mu b_3 C_{1_v} + \sigma_1 b_5 C_{n_v} \\ \mu b_4 C_{n_v} + \sigma_2 b_2 C_{1_v} & 0 & \mu b_5 C_{n_v} + \sigma_2 b_3 C_{1_v} & \mu b_5 C_{n_v} + \sigma_2 b_3 C_{1_v} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} a_2 C_{Y_\delta} & a_2 C_{Y_\delta} \\ 0 & 0 \\ \mu b_3 C_{1_\delta} + \sigma_1 b_4 C_{n_\delta} & \mu b_3 C_{1_\delta} + \sigma_1 b_4 C_{n_\delta} \\ \mu b_4 C_{n_\delta} + \sigma_2 b_3 C_{1_\delta} & \mu b_4 C_{n_\delta} + \sigma_2 b_3 C_{1_\delta} \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} V_T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

여기서

$$\mu = \frac{J_z' J_x'}{\Gamma} \quad \sigma_1 = \frac{J_z' J_{xz}'}{\Gamma} \quad \sigma_2 = \frac{J_x' J_{xz}'}{\Gamma}$$

$$b_1 = \frac{\bar{q}Sb}{2mV_T} \quad b_2 = \frac{\bar{q}Sb}{J_x} \quad b_3 = \frac{\bar{q}Sb}{J_x} \frac{b}{2V_T}$$

$$b_4 = \frac{\bar{q}Sb}{J_z'} \quad b_5 = \frac{\bar{q}Sb}{J_z'} \frac{b}{2V_T}$$

횡운동에서 상태변수들과 조종입력변수는 다음과 같다.

$$\mathbf{x}^T = [\beta \quad \phi \quad p_w \quad r_w], \quad \mathbf{u}^T = [\delta_a \quad \delta_r]$$

III. 비행시험 자료로부터의 파라미터추정

비행시험 자료로부터 파라미터를 추정하는 문제는 가정된 시스템모델이 주어지므로 그 모델은 불완전한 것이 될 수 있으며 실험에 따른 응답에서 모델링되지 않는 효과가 나타날 수 있다. 그러므로 파라미터 값을 결정할 때 모델응답과 실제 측정된 응답사이의 오차를 최소화하는 과정에서 파라미터를 상수로 간주하지 않고 오히려 시스템의 필수적인 특성을 가장 잘 표현한 파라미터 값을 확률 통계적으로 추정하는 것이다[7][8]. 본 장에서는 이러한 정의를 바탕으로 항공기의 동적특성을 결정하는 공력계수를 추정하기

위한 방법으로 유용성이 입증된 최대공산법의 알고리즘 및 이에 따른 수학적 구조를 고찰한다[9].

1. 시스템의 정의

상태잡음과 측정잡음이 동시에 존재하는 동적시스템을 선형시불변 시스템으로 가정하고 연속시간형태의 상태방정식과 이산형태의 측정식을 다음과 같이 가정한다[10].

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = A(\xi)\mathbf{x}(t) + B(\xi)\mathbf{u}(t) + F(\xi)\mathbf{n}(t) \quad (22)$$

$$z_i = C(\xi)\mathbf{x}_i + D(\xi)\mathbf{u}_i + g(\xi)\eta_i \quad (23)$$

파라미터벡터 ξ 는 입력이 가해진 시스템의 추정응답을 토대로 추정하고자 하는 값이다.

본 논문에서는 비선형 비행시물레이션을 수행할 때 측정장치들이 항공기의 무게중심에 장착되어 있는 것으로 가정하고 행렬 C와 D를 각각 다음과 같이 나타내었다.

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

행렬 g 는 측정기의 오차율을 고려하여 중운동과 횡운동에서 다음과 같이 나타내었다.

$$\text{중운동 } g = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.005 \end{bmatrix}$$

$$\text{횡운동 } g = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.005 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.005 \end{bmatrix}$$

상태방정식 (22)은 연속시간 미분방정식으로 표현되었는데 이를 등가의 이산시간형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\mathbf{x}_{i+1} = \Phi \mathbf{x}_i + \Psi B \mathbf{u}_i + Q \frac{1}{2} \mathbf{n}_i \quad (24)$$

여기서 $T = t_{i+1} - t_i$

$$\Phi = e^{AT}, \quad \Psi = \int_0^T e^{As} ds$$

$$Q = \Phi \Gamma \Phi^T$$

$$\Gamma = \int_0^T e^{-A\tau} F F^T e^{-A^T \tau} d\tau$$

위의 식들에서 상태잡음 n_i 와 측정잡음 η_i 는 평균이 영이고 단위공분산을 가지는 가우시안 백색잡음으로서 상태잡음과 측정잡음은 비상관이라고 가정한다. 또한 행렬 Φ, Ψ, Γ 등은 미지변수벡터 ξ 의 함수이다.

2. 가격함수의 정의 및 칼만필터

확률분포를 가우시안이라고 가정하고 Markov성질을 이용하면 가격함수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N [\hat{z}_i - z_i]^T (GG^T)^{-1} [\hat{z}_i - z_i] + \frac{Nm}{2} \log |GG^T| + \frac{Nm}{2} \log 2\pi \quad (25)$$

위의 식에서 추정응답 \hat{z}_i 는 시간 $i-1$ 까지의 자료를 토대로 칼만필터에 의해 추정된 값이다. 추정응답 \hat{z}_i 을 계산하기 위해서는 상태추정 $\hat{\mathbf{x}}_i$ 를 계산해야 한다. 즉, 다음과 같이 주어진다[11].

$$\hat{\mathbf{x}}_i = \Phi[I - KC]\hat{\mathbf{x}}_{i-1} + [\Psi B - \Phi KD]\mathbf{u}_{i-1} + \Phi K z_{i-1} \quad (26)$$

여기서 K 는 칼만필터 게인행렬로서, 동적시스템을 선형시불변으로 가정하고 통계적인 프로세스를 stationary로 가정하면 정상상태 Riccati방정식을 이용하여 계산할 수 있다. 이산시간형태에서 정상상태 Riccati 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다[12].

$$P = \Phi[P - PC^T(CPC^T + gg^T)^{-1}CP + \Gamma]\Phi^T \quad (27)$$

여기서 P는 상태추정오차의 공분산행렬이다. 그러므로 칼만 게인행렬은 다음과 같다.

$$K = PC^T(GG^T)^{-1} \quad (28)$$

여기서 $GG^T = (CPC^T + gg^T)$

3. 최대공산법에 의한 공력미계수 추정

최대공산법에 의해 파라미터를 추정하는 원리를 그림 1에 나타내었다.

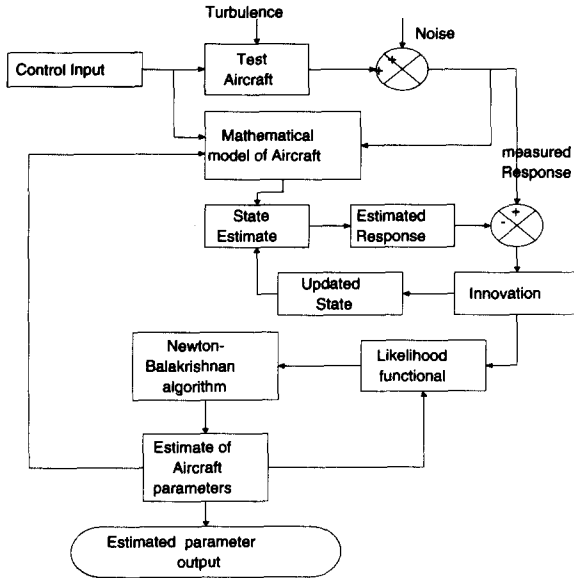


그림 1. 파라미터추정 과정의 블록다이어그램.

Fig. 1. Block diagram of the parameter estimation process.

IV. 항공기의 비선형 및 선형시물레이션

항공기의 공력미계수를 추정하기 위한 실제 비행시험자료를 구할 수 없으므로 난류강도의 강약, 입력형태 및 크기 등을 고려한 6자유도 비선형 방정식의 수치모사된 자료에 측정기의 잡음을 부가해서 얻은 입출력 자료를 실제 비행시험자료로 간주한다. 그러므로 공력미계수 추정에 필요한 자료를 얻기 위해서 비선형 비행시물레이션을 수행한다. 6자유도 비선형 비행시물레이션에서 고려될 수 있는 난류의 모델은 Von Kármán 형태와 Dryden 형태가 있는데 본 논문에서는 해석과 계산의 용이성 때문에 Dryden 모델을 가지고 난류의 효과를 고려했다. 난류의 속도성분들에 대한 파워스펙트럼밀도의 Dryden 형태는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \phi_u(\omega) &= \sigma_u^2 \frac{2L_u}{\pi} \frac{1}{1+(L_u\omega)^2} \\ \phi_v(\omega) &= \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1+3(L_v\omega)^2}{[1+(L_v\omega)^2]^2} \\ \phi_w(\omega) &= \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1+3(L_w\omega)^2}{[1+(L_w\omega)^2]^2} \end{aligned}$$

여기서

u, v, w 는 각각 비행기의 x, y, z 축에 대한 속도

ϕ_u, ϕ_v, ϕ_w 는 각각 u, v, w 에 대한 파워스펙트럼밀도

$\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ 는 각각 u, v, w 에 대한 난류의 강도

L_u, L_v, L_w 는 난류의 스케일

비선형 비행시물레이션에 사용될 트림상태는 표 1과 같고, 추정된 파라미터를 검증하기 위해 바람축계에서 선형시물레이션을 수행한다.

표. 1. 비행기의 트림상태.

Table 1. Trimmed flight conditions for the aircraft.

V_T (Kts)	110.0	q (deg/sec)	0.0
Altitude (ft)	3000	r (deg/sec)	0.0
α (deg)	0.304	δ_{th} (%)	26
β (deg)	0.309	δ_c (deg)	1.562
ϕ (deg)	0.0	δ_a (deg)	0.427
θ (deg)	0.304	δ_r (deg)	1.111
p (deg/sec)	0.0		

V. 파라미터 추정 및 결과분석

1. 입력형태 및 크기에 따른 추정결과

1.1 종운동에서 무차원 공력미계수 추정

종운동에서 추정할 파라미터 선정은 매우 민감하여 발산하는 경우가 대부분이었다. 그래서 파라미터들의 관계를 고려하여 12개 중 5개를 적절히 선정한 후 elevator 입력에 대해서 multistep(3211) 입력형태와 3° 입력크기를 조합하여 추정하였다. 파라미터추정 결과에 따른 추정응답과 모사응답을 그림 2에 비교하였고 그 결과를 표 2에 나타내었다. 속도에 대한 모사응답과 추정응답의 차이가 다른 응답들에 비하여 작다는 것을 확인할 수 있으며 반응각은 파라미터의 미소교란 변화에 특히 민감하다는 것을 알 수 있다. 대체적으로 각 파라미터에 대한 상태변수의 민감성과 선형모델의 근사 때문에 추정결과는 좋지 않았다.

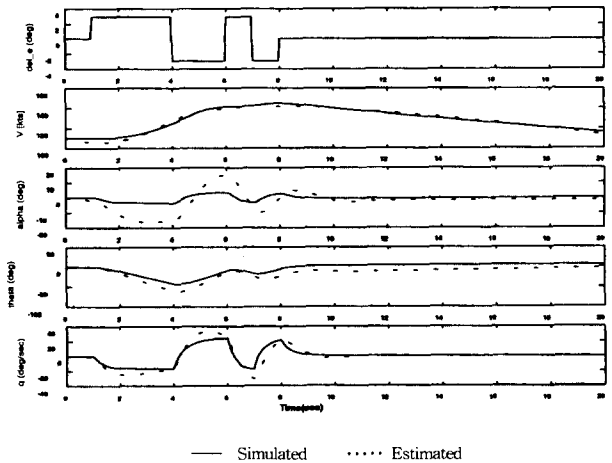


그림 2. 3° elevator 다단계입력에 대한 모사응답과 추정응답의 비교.

Fig. 2. Comparison of simulated and estimated response to a 3° elevator multistep(3211) with no turbulence and no measurement noise.

표. 2. 3° elevator 다단계입력에 대한 무차원 공력미계수 추정.

Table 2. Longitudinal nondimensional aerodynamic derivatives estimation to a 3° elevator multistep(3211).

	Reference Value	Estimated Value	Standard Deviation
C_L	0.1943	0.2997	0.0228
C_{L_v}	0.3887	-0.4253	0.0459
C_{D+e}	0.0247	-2.8245	0.0486
$C_{m\dot{\alpha}}$	-6.9235	10.5308	0.4460
$C_{m\dot{\alpha}}$	-13.4710	-13.2334	0.0259
$\sqrt{\sum(\theta_e - \theta_i)^2}$		17.7060	

1.2 횡운동에서 무차원 공력미계수 추정

횡운동에서는 파라미터가 될 수 있는 12개의 공력미계수들 중 10개를 선정하여 aileron-rudder 입력에 대해서 pulse, doublet 입력형태와 3° 입력크기를 조합하여 무차원 공력미계수를 추정하였다. 3° aileron-rudder pulse 입력의 경우, 파라미터추정 결과에 따른 추정응답과 모사응답을 그림 3에 비교하였고 추정결과는 표 3에 나타내었다. pulse 입력형태에 따른 추정결과에 있어서 Y축 방향의 병진운동과 관련된 미계수들은 참조값에서 많이 벗어난다. ±3° aileron-rudder doublet 입력의 경우, 파라미터추정 결과에 따른 추정응답과 모사응답을 그림 4에 비교하였고 추정결과는 표 4에 나타내었다. 같은 입력크기에서 doublet 입력형태보다 pulse 입력형태가 향상된 추정결과를 가져왔다.

2. 난류의 강도와 측정잡음에 따른 추정결과

난류의 강도가 강한 경우(16.3 ft/sec)와 측정잡음 부과에 대해서 중운동의 경우 파라미터추정결과에 따른 추정응답과 모사응답을 그림 5에 비교하였고 추정결과를 표 5에 나타내었다.

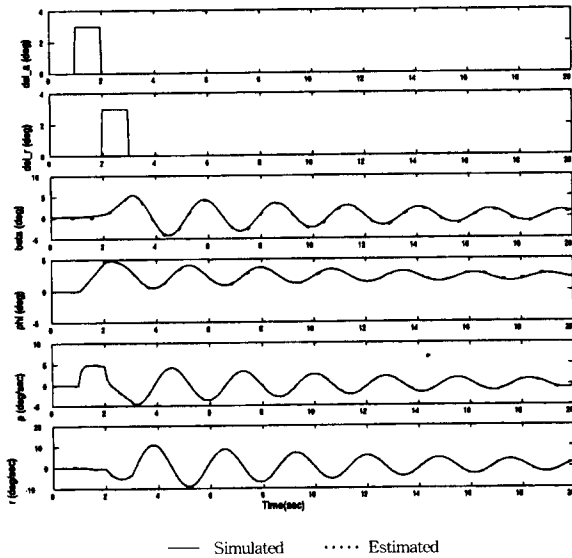


그림 3. 3° aileron-rudder 펄스입력에 대한 모사응답과 추정응답의 비교.

Fig. 3. Comparison of simulated and estimated response to a 3° aileron-rudder pulse with no turbulence and no measurement noise.

표. 3. 3° aileron-rudder 펄스 입력에 대한 무차원 공력미계수 추정.

Table 3. Lateral-directional nondimensional aerodynamic derivatives estimation to a 3° aileron-rudder pulse.

	Reference Value	Estimated Value	Standard Deviation
$C_{Y\beta}$	-0.8744	-0.2703	8.9860
C_{Yr}	0.1863	-0.7951	43.9527
$C_{Y\delta r}$	0.2602	-0.2533	9.3559
$C_{l\beta}$	-0.0667	-0.0843	0.3910
C_{l0}	-0.7253	-0.9698	5.0817
C_{lr}	0.0439	0.0255	0.6430
$C_{l\delta a}$	0.1089	0.1430	0.8145
$C_{n\beta}$	0.1244	0.1210	0.1307
C_{nr}	-0.0661	-0.0424	0.6989
$C_{n\delta r}$	-0.1297	-0.1274	0.0864
$\sqrt{\sum(\theta_e - \theta_r)^2}$			1.2861

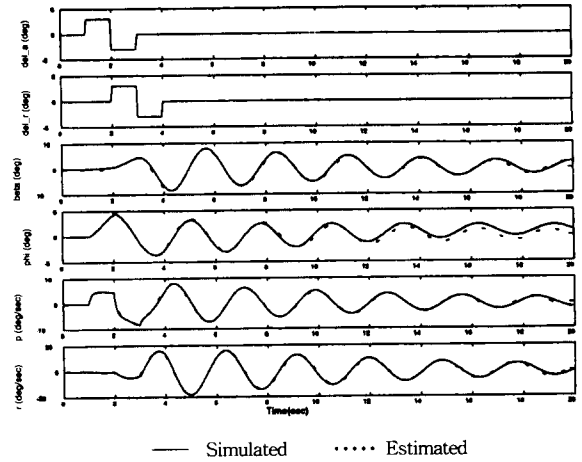


그림 4. ±3° aileron-rudder 더블렛에 대한 모사응답과 추정응답의 비교.

Fig. 4. Comparison of simulated and estimated response to a ±3° aileron-rudder doublet with no turbulence and no measurement noise.

표. 4. ±3° aileron-rudder 더블렛에 대한 무차원 공력미계수 추정.

Table 4. Lateral-directional nondimensional aerodynamic derivatives estimation to a ±3° aileron-rudder doublet.

	Reference Value	Estimated Value	Standard Deviation
$C_{Y\beta}$	-0.8744	-0.5039	5.0901
C_{Yr}	0.1863	0.8582	25.2980
$C_{Y\delta r}$	0.2602	1.3059	5.3903
$C_{l\beta}$	-0.0667	-0.0623	0.1947
C_{l0}	-0.7253	-0.6969	2.3519
C_{lr}	0.0439	0.0542	0.2877
$C_{l\delta a}$	0.1089	0.1011	0.3195
$C_{n\beta}$	0.1244	0.1191	0.0768
C_{nr}	-0.0661	-0.0261	0.3959
$C_{n\delta r}$	-0.1297	-0.1239	0.0517
$\sqrt{\sum(\theta_e - \theta_r)^2}$			1.2980

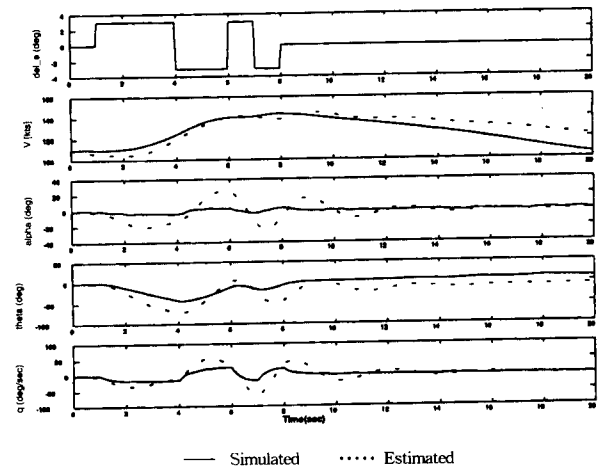


그림 5. 난류, 측정잡음, 3° elevator에 대한 모사응답과 추정응답의 비교.

Fig. 5. Comparison of simulated and estimated response to a 3° elevator multistep(3211) with severe turbulence and measurement noise.

표. 5. 난류, 측정잡음, 3° elevator에 대한 무차원 공력미계수 추정.

Table 5. Longitudinal nondimensional aerodynamic derivatives estimation to a 3° elevator multistep(3211) with severe turbulence and measurement noise.

	Reference Value	Estimated Value	Standard Deviation
C_L	0.1943	0.7725	0.0069
$C_{L\dot{\alpha}}$	0.3887	-1.4143	0.0139
$C_{D\delta_e}$	0.0247	-1.7414	0.0340
$C_{m\dot{\alpha}}$	-6.9235	19.4536	0.0887
C_{mq}	-13.4710	-12.8703	0.0164
$\sqrt{\sum(\theta_e - \hat{\theta}_e)^2}$		26.5107	

난류의 강도가 약한 경우(5.0 ft/sec)와 측정잡음 부과에 대해서 횡운동의 경우 파라미터추정결과에 따른 추정응답과 모사용답을 그림 6에 비교하였고 그 결과를 표 6에 나타내었다.

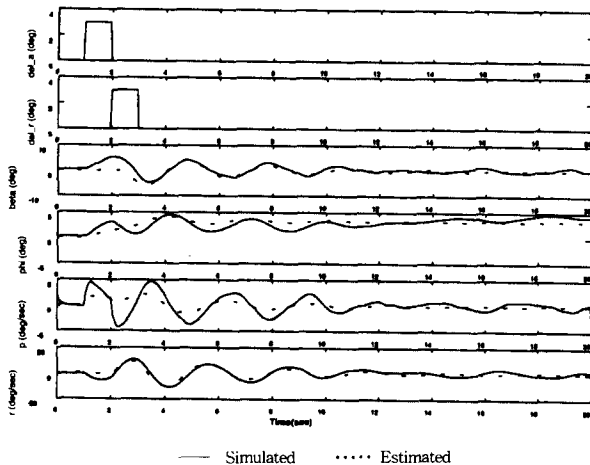


그림 6. 난류, 측정잡음, 3° aileron-rudder에 대한 모 사용답과 추정응답의 비교.

Fig. 6. Comparison of simulated and estimated response to a 3° aileron-rudder pulse with light turbulence and measurement noise.

표. 6. 난류, 측정잡음, 3° aileron-rudder에 대한 무차원 공력미계수 추정.

Table 6. Lateral-directional nondimensional aerodynamic derivatives estimation to a 3° aileron-rudder pulse with light turbulence and measurement noise.

	Reference Value	Estimated Value	Standard Deviation
$C_{l\beta}$	-0.0667	-0.0782	0.0758
$C_{l\dot{\beta}}$	-0.7253	-2.3074	0.9460
$C_{n\beta}$	0.1245	0.1027	0.0031
$C_{n\dot{\beta}}$	-0.1297	0.1465	0.0168
$C_{Y\beta}$	-0.8744	-0.9261	0.2696
$\sqrt{\sum(\theta_e - \hat{\theta}_e)^2}$		1.6070	

중운동의 경우, 파라미터의 미소교란 변화에 추정응답이 민감하여 난류의 강도와 측정잡음을 고려하지 않는 경우보다 모사용답과의 차이가 크다는 것을 알 수 있다. 횡운동의 경우도 마찬가지로 난류를 고려했을 때 파라미터의 미소교란 변화에 추정응답이 민감하여 모사용답과의 차이가 크다는

것을 알 수 있다.

VI. 결론

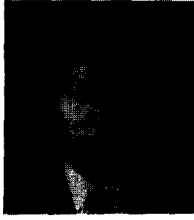
단발 터어보프롭 항공기에 대해서 난류의 강도와 입력형태 및 크기를 고려한 비선형 비행시뮬레이션을 수행하였고 여기서 얻는 입출력 자료를 실제 비행시험 자료로 간주하였다. 이 자료를 가지고 바람측 좌표계에서 대수적으로 선형화된 운동방정식을 시스템 모델로 하여 이 모델에 포함된 파라미터를 최대공산법을 적용하여 추정하였다. 추정결과는 입력형태를 고려한 경우에 정량적인 측면에서 pulse입력형태가 다단계 입력보다 향상된 결과를 확인할 수 있었고 난류의 강도와 측정잡음을 함께 고려한 경우, 추정할 파라미터의 미소변화에 대해서 상태응답들이 민감하게 반응하여 추정값이 참조값과 차이가 크다는 것을 알 수 있었다. 이러한 결과들을 바탕으로 최대공산법에 의한 시스템의 파라미터추정은 시스템 모델링과 파라미터 선정에 많은 영향을 받기 때문에 일반적으로 사용하기에는 한계성이 있다는 것을 알 수 있다. 향후 연구과제로서 최대공산법의 최적화과정에 대한 알고리즘의 개선이 더 연구되어야 한다.

참고문헌

- [1] K. W. Iliff, "Parameter estimation for flight vehicles," *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 12, no. 5, pp. 609-622, 1989.
- [2] 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.
- [3] T. R. Beal, "Digital simulation of atmospheric turbulence for dryden and von kármán models," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 16, no. 1, pp. 132-138, January-February, 1993.
- [4] B. L. Stevens and F. L. Lewis, "Aircraft control and simulation," John Wiley and Sons, Inc., 1992.
- [5] J. Roskam, "Airplane flight dynamics and automatic flight controls. Part I-II," *Roskam Aviation and Engineering Corporation*, 1979.
- [6] B. Etkin, "Dynamics of flight stability and control," John Wiley and Sons, Inc., 1982.
- [7] R. E. Maine and K. W. Iliff, "Formulation and implementation of a practical algorithm for parameter estimation with process and measurement noise," *SIAM J. Appl. Math.*, vol. 41, no. 3, pp. 558-579, December, 1981.
- [8] 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.
- [9] R. E. Maine, "Programmer's manual for MMLE3, a general fortran program for maximum likelihood parameter estimation," NASA Technical Paper 1690, June, 1981.
- [10] R. Jategaonkar and E. Plaetschke, "Maximum likelihood estimation of parameters in linear systems with process and measurement noise," DFVLR-FB 87-20, September, 1987.

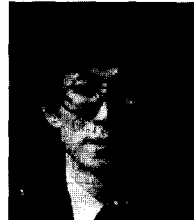
[11] F. L. Lewis, "Applied optimal control and estimation," Prentice-Hall, 1992.

[12] M. S. Grewal and A. P. Andrews, "Kalman filtering," Prentice Hall, 1993.



이 환

1970년 2월 17일생. 1994년 조선대학교 우주항공공학과 공학사. 1997년 조선대학교 대학원 항공우주공학과 공학석사. 주관심분야는 비기동역학, 비행시물레이션, 시스템식별, 비행제어 등.



이 상 기

1960년 8월 14일생. 1981년 서울대학교 항공공학과 공학사. 1984년 서울대학교 대학원 항공공학과 공학석사. 1996년 서울대학교 대학원 항공우주공학과 공학박사. 1984년 1월~1989년 4월 (주) 대한항공 한국항공기술연구소 연구원. 1989년 5월~현재 조선대학교 우주항공공학과 조교수. 주관심분야는 비기동역학, 비행시물레이션, 비행시험, 시스템식별, 비행제어, 유도 및 항법, 강건제어 등.