

소형 무인 헬리콥터의 시스템 식별

System Identification of a Small Unmanned Rotorcraft

류 성 숙, 송 용 규*

(Seong Sook Ryu and Yongkyu Song)

Abstract : In this paper, Recursive Least Squares (RLS) and Fourier Transform Regression (FTR) methods for estimating stability and control derivatives of small unmanned helicopter are evaluated together with MMLE technique. Flight data simulated by using a commercial small-scale helicopter model are exploited to estimate the parameters with accuracies for hover and cruise modes. The performances of the system identification methods are also compared by analyzing the responses of the reconstructed systems using estimated derivatives.

Keywords : fourier transform regression (FTR), modified maximum likelihood estimation (MMLE), recursive least squares (RLS), system identification, unmanned rotorcraft

I. 서론

무인기는 유인기에 비해 가격적인 측면이나 위험한 임무에 있어 많은 장점을 가지고 있다. 특히 무인 헬리콥터는 실생활의 다양한 분야에서 이미 적극적으로 활용되고 있다. 고정익형 무인기에 비해 비행 속도는 느리지만 수직 방향으로 이륙 및 착륙이 가능하다는 장점이 있기 때문이다. 하지만 이에 반해 대부분 헬리콥터 시스템의 경우, 고정익형 무인기에 비해 상대적으로 불안정하고 제어 성능이 떨어지는 경향이 있다. 따라서 무인 헬리콥터의 특성을 정확히 파악하고 고성능의 비행제어시스템을 설계하기 위해서는 시스템의 식별을 정확히 하는 것이 매우 중요하다.

본 논문에서는 무인 헬리콥터의 비행 파라미터인 안정 미계수 및 조종 미계수를 추정하기 위한 여러 가지 추정 기법을 적용하고 그 성능을 비교하였다. 기존의 잘 알려진 소형 무인 헬리콥터 'Yamaha R-50' 모델의 시뮬레이션 데이터를 이용하여 시스템 식별을 수행하였고, 비행 후처리 기법과 실시간 처리 기법 모두 적용하였다. 본 논문에서는 문헌에서 아직까지 무인 헬리콥터 시스템 식별에 적용된 사례가 없는 순환최소자승법 (Recursive Least Squares, RLS) 과 푸리에변환 회귀분석법 (Fourier Transform Regression, FTR)[1] 등 두 기법을 처음으로 적용하였다. 후처리 기법으로는 가장 많이 쓰이는 최대공산법 (Modified Maximum Likelihood Estimation, MMLE)을 적용하여 그 성능을 비교하고자 한다. 또한 추정된 비행 파라미터의 신뢰성을 검증하기 위해서 이를 이용하여 재구성한 시스템으로 시뮬레이션을 수행하고 그 결과를 분석하였다.

II. 시스템 모델 구성

1. 시험 대상 기체

추정 기법의 성능을 시험할 목적으로 선정된 소형 무인 헬리콥터 'Yamaha R-50'는 이미 잘 알려진 시스템이다. 기체는 메인 로터에 두 개의 블레이드를 가지고 있으며 bell-hiller 혼합형의 조종 시스템을 갖추고 있는 형상이다. bell-hiller 혼합형 조종 시스템은 기계적으로는 Bell 시스템과 같지만 안정화 장치(stabilizer bar)를 사용하여 조타에도

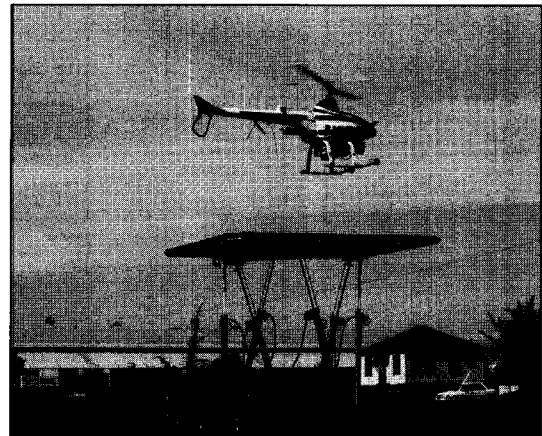


그림 1. 소형 무인헬리콥터 YAMAHA R-50.

Fig. 1. Small unmanned helicopter, YAMAHA R-50.

표 1. 시험용 기체의 제원.

Table 1. Physical characteristics of the test flight model.

Yamaha R-50 Specification	
Rotor speed	850 rpm
Tip speed	449 ft/s
Dry weight	97 lb
Instrumented	150 lb
Engine	Single cylinder, 2-stroke
Flight autonomy	30 min.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

류성숙 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학(starry@kau.ac.kr)

송용규 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학(yksong@kau.ac.kr)

※ 본 논문은 비행체 특화연구센터에서 지원하여 연구하였음.

※ 본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사사를 드립니다(계약번호 UD070041AD).

도움을 주게 되는 형상이다. 주 로터의 지름은 약 3m 정도에 이르며 자세한 기체의 모양은 그림 1과 같고[2] 제원은 표 1에 주어진 바와 같다[3].

2. 수학적 모델링

시뮬레이션을 위해서 헬리콥터의 운동을 적절히 모사할 수 있도록 간단한 형태의 선형모델이 필요한데 참고문헌 [3]의 모델을 이용하였으며 그 운동방정식들은 아래와 같다. 동체의 운동방정식은 Newton-Euler 식을 이용하여 다음 식 (1)-(4)와 같이 기체 좌표계의 병진운동(u, v, w)과 회전운동(p, q, r)을 나타내었는데 이는 강체의 운동을 6자유도를 가진다고 가정하여 유도되었다. 비행 초기 상태의 속도(u_0, v_0, w_0)에 관련되어 나타나는 항은 기체가 순항모드일 경우에만 해당하며, 정지 비행 중일 경우에는 나타나지 않는다. 이 외의 외력에 의한 항들은 중력과 운동에 영향을 미치는 변수와 안정 미계수의 1차 선형결합의 형태로 나타낼 수 있다.

$$\dot{u} = (-w_0q + v_0r) - g\theta + X_u u + \dots + X_a a \quad (1)$$

$$\dot{v} = (-u_0r + w_0p) - g\phi + Y_v v + \dots + Y_b b \quad (2)$$

$$\dot{p} = L_u u + L_v v + \dots + L_b b \quad (3)$$

$$\dot{q} = M_u u + M_v v + \dots + M_a a \quad (4)$$

u, v, w : longitudinal, lateral, and vertical speed in reference frame

p, q, r : roll, pitch, yaw rates in reference frame

ϕ, θ, ψ : Euler angles

a, b : main rotor flapping angles (longitudinal and lateral)

c, d : stabilizer bar flapping angles (longitudinal and lateral)

주 로터와 안정화 장치의 플레핑에 대한 운동방정식은 다음과 같은 식 (5)-(8)에 순서대로 나타내었다. 주 로터 블레이드의 플레핑 운동에 대한 미분 방정식은 세로방향(a)과 가로방향(b)으로 나누어 간단한 1차식으로 나타내었다. 이 때, A_b 와 B_a 와 같은 파라미터는 회전면의 방향에 대해서도 영향을 받게 되는 것을 나타내고 있다. 안정화 장치에 대한 세로방향(c) 및 가로방향(d) 플레핑 운동 방정식은 주 로터에 대한 수식과 비슷한 형태를 지니고 있지만 서로 결합된 형태의 항이 나타나지 않는다.

$$\tau_f \dot{a} = -a - \tau_f q + A_b b + A_{lat} \delta_{lat} + A_{lon} \delta_{lon} \quad (5)$$

$$\tau_f \dot{b} = -b - \tau_f p + B_a a + B_{lat} \delta_{lat} + B_{lon} \delta_{lon} \quad (6)$$

$$\tau_s \dot{c} = -c - \tau_s q + C_{lon} \delta_{lon} \quad (7)$$

$$\tau_s \dot{d} = -d - \tau_s p + D_{lat} \delta_{lat} \quad (8)$$

τ_f : main rotor time constant

τ_s : stabilizer bar time constant

δ_{lat} : cyclic lateral control input

δ_{lon} : cyclic longitudinal control input

R-50 기체 안정화 장치의 움직임은 Bell-mixer 기구에 의해서 주 로터와 결합되어 나타나기 때문에 사이클릭 조종 입력에 대해서 다음 식 (9)-(10)과 같이 안정화 장치의 움직임을 고려하여 주었다. 이와 같이 Bell-mixer에 의해 결합된 형태의 조종 입력 시스템은 결과적으로 주 로터의 플레핑 운동 방정식을 다음 식 (11)-(12)와 같이 적절히 나타낼 수 있도록 한다.

$$\bar{\delta}_{lat} = \delta_{lat} + K_d d \quad (9)$$

$$\bar{\delta}_{lon} = \delta_{lon} + K_c c \quad (10)$$

$$\tau_f \dot{a} = -a - \tau_f q + A_b b + A_{lat} \bar{\delta}_{lat} + A_{lon} \bar{\delta}_{lon} \quad (11)$$

$$\tau_f \dot{b} = -b - \tau_f p + B_a a + B_{lat} \bar{\delta}_{lat} + B_{lon} \bar{\delta}_{lon} \quad (12)$$

다음 식 (13)은 기체 중심 수직방향에 대한 운동방정식을 나타내고 있으며 Newton-Euler 식을 만족한다.

$$\dot{w} = (-v_0p + u_0q) + Z_w w + Z_{col} \delta_{col} \quad (13)$$

δ_{col} : collective control input

헬리콥터가 콜렉티브 피치 조종입력이 있을 경우 이와 같이 수직방향으로 움직임이 발생하게 되는 것을 보여준다.

Yaw rate(r)에 대한 운동방정식은 여러 가지 운동 요인으로 인한 영향을 받아 일어나기 때문에 정확하게 헬리콥터의 운동을 모사하기 위해서는 모델이 굉장히 복잡해 질 수 있다. 모델을 간단하게 나타내기 위해서 다음 식 (14)와 같이 r 과 r 을 되먹임하는 r_{fb} 을 이용하여 low-pass 필터를 구성하였다.

$$\frac{r_{fb}}{r} = \frac{K_r}{s + K_{r_{fb}}} \quad (14)$$

이 때, 페달 조종 입력(δ_{ped})에 대한 r 출력을 나타내는 페루프 전달함수는 다음 식 (15)와 같다.

$$\frac{r}{\delta_{ped}} = \frac{N_{ped}(s + K_{r_{fb}})}{s^2 + (K_{r_{fb}} - N_r)s + (K_r N_{ped} - N_r K_{r_{fb}})} \quad (15)$$

δ_{ped} : directional control input

이와 같이 구성한 시스템을 상태공간 모델에 적용할 수 있도록 두 개의 1차식으로 다음 식 (16)-(17)과 같이 나누어 나타낼 수 있다. 구성된 Yaw 시스템은 관측정보에 비해 파라미터가 많아 추정기법을 적용하기 위해서는 제한조건을 필요로 한다. 이 때, 필터가 가지는 극점이 본래의 r 시스템이 가지는 극점에 비해 두 배 빠르다는 제한 조건, $K_{r_{fb}} = 2N_r$ 을 추가하여 파라미터를 줄였다[3].

$$\dot{r} = N_r r + N_{ped} (\delta_{ped} - r_{fb}) \quad (16)$$

$$\dot{r}_{fb} = -K_{r_{fb}} r_{fb} + K_r r \quad (17)$$

앞서 유도한 헬리콥터 운동방정식들을 조합하여 다음 식 (18)과 같은 상태공간 행렬식으로 간단히 모델을 나타낼 수 있다.

$$M\dot{x} = Fx + Gu \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \tau_f \dot{a} \\ \tau_f \dot{b} \\ \dot{w} \\ \dot{r} \\ \dot{r}_{fb} \\ \tau_s \dot{c} \\ \tau_s \dot{d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & X_a & 0 & 0 & X_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 & 0 & g & 0 & 0 & Y_b & 0 & Y_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_u & L_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_b & L_w & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_u & M_v & 0 & 0 & 0 & 0 & M_a & 0 & M_w & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau_f & 0 & 0 & -1 & A_b & 0 & 0 & 0 & A_c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\tau_f & 0 & 0 & 0 & B_a & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & B_d & 0 \\ 0 & 0 & Z_p & Z_q & 0 & 0 & Z_a & Z_b & Z_w & Z_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_v & N_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_w & N_r & N_{r_{fb}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_r & K_{r_{fb}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\tau_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ p \\ q \\ \phi \\ \theta \\ a \\ b \\ w \\ r \\ r_{fb} \\ c \\ d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{ped} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{lat} & A_{lon} & 0 & 0 \\ B_{lat} & B_{lon} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Z_{col} \\ 0 & 0 & N_{ped} & N_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{lon} & 0 & 0 \\ D_{lat} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \\ \delta_{ped} \\ \delta_{col} \end{bmatrix} \quad (20)$$

F : system matrix (stability derivative)

G : input matrix (input derivative)

M : rotor time constants

이 때, 구성된 모델의 상태벡터 x 는 식 (19)에 나타난 바와 같이 13개의 변수로 이루어져 있다.

$$x = [u \ v \ p \ q \ \phi \ \theta \ a \ b \ w \ r \ r_{fb} \ c \ d]^T \quad (19)$$

전체 행렬식을 구성하는 안정 미계수와 조종 미계수들은 식 (20)과 같이 나타난다. 파라미터 중 일부는 헬리콥터 초기 운동 조건으로부터 나타나는 제한조건으로 제외시킬 수 있다. 또한 이는 정지비행과 순항비행에 대해서 나타나는 모든 파라미터를 동시에 나타낸 것이며 비행 모드에 따라 운동에 대한 영향을 나타내는 파라미터의 구성이 달라지게 된다[3].

III. 시스템 식별 기법

본 논문에서는 문헌에서 아직까지 무인 헬리콥터 시스템 식별에 적용된 사례가 없는 순환최소자승법 (Recursive Least Squares, RLS)과 푸리에변환 회귀분석법 (Fourier Transform Regression, FTR)등 두 기법을 처음으로 적용하였으며, 이 결과를 후처리 기법으로 가장 많이 쓰이는 알고리즘인 수정최대공산법 (Modified Maximum Likelihood Estimation, MMLE)의 결과와 비교하고 또한 RLS의 결과를 MMLE 기법의 초기값으로 넣어 MMLE의 성능을 향상시킬 수 있음을 보였다. 여기에서는 MMLE 기법은 널리 알려져 있으므로 RLS와 FTR 두 기법을 아래에 간단히 소개한다[1].

1. Recursive least squares

선형화된 항공기의 운동방정식을 다음과 같이 선형 회귀 방정식의 형태로 나타내보면,

$$Y = Xb \quad (21)$$

와 같이 나타나며 이제 일반적인 최소자승 회귀분석 문제로 변환된다. 즉, ' $Y - Xb$ '를 최소화 시키는 최적해를 구하면 다음과 같다.

$$b = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (22)$$

여기에 새로운 데이터 $Hb = Z$ 가 추가되면 새로운 방정식 형태인 식 (23)이 된다.

$$\begin{bmatrix} X \\ H \end{bmatrix} b' = \begin{bmatrix} Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (23)$$

이에 대한 새로운 해는 아래와 같다.

$$b' = ([X^T \ H^T] \begin{bmatrix} X \\ H \end{bmatrix})^{-1} \begin{bmatrix} Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$= (X^T X + H^T H)^{-1} (X^T Y + H^T Z)$$

여기에서,

$$P = X^T X \quad (25)$$

$$K = P^{-1} H^T (H P^{-1} H^T + I)^{-1}$$

라 하고 Matrix Inversion Lemma를 적용하면 다음 식 (26)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} (P + H^T H)^{-1} &= P^{-1} - P^{-1} H^T (H P^{-1} H^T + I)^{-1} H P^{-1} \\ &= P^{-1} - K H P^{-1} \end{aligned} \quad (26)$$

따라서 새로운 데이터가 추가된 해는

$$\begin{aligned} b' &= (P^{-1} + K H P^{-1}) (X^T Y + H^T Z) \\ &= P^{-1} X^T Y - K H P^{-1} X^T Y + P^{-1} H^T Z - K H P^{-1} H^T Z \\ &= b - K H b + (P^{-1} - K H P^{-1}) H^T Z \end{aligned} \quad (27)$$

가 되며,

$$K = P^{-1} H^T (H P^{-1} H^T + I)^{-1} \quad (28)$$

로부터

$$K (H P^{-1} H^T + I) = P^{-1} H^T \quad (29)$$

$$K = P^{-1} H^T - K H P^{-1} H^T \quad (30)$$

가 된다. 결국 새로운 해는

$$b' = b - K H b + K Z = b + K (Z - H b) \quad (31)$$

가 된다.

이러한 순환 최소자승법은 간단한 연산으로도 비교적 타당한 파라미터 값을 얻을 수 있지만, 비행 데이터로부터 발

생하는 바이어스(bias)오차를 계속 누적하여 추정하는 단점이 있다.

2. Fourier transform regression

선형화된 항공기의 운동방정식이 다음과 같은 형태로 주어진다고 할 때,

$$A\dot{y}(t) + Bz(t) = x(t)^T\theta \quad (32)$$

계수에서 나타나는 파라미터들을 추정하는 것이 목적이다. 식 (32)에 아래와 같이 정의된 이산시간 푸리에 변환을 취하면 식 (33)과 같이 나타낼 수 있고, 결과적으로 식 (32)는 식 (34)와 같이 변환된다.

$$\tilde{x}(\omega) = \sum_{k=0}^{N-1} x(k\Delta t)e^{-j\omega\Delta t} \quad (33)$$

$$Aj\omega\tilde{y}(\omega) + B\tilde{z}(\omega) = \tilde{x}(\omega)^T\theta \quad (34)$$

여기서 linear regression을 이용하여 x, y, z 측정치들을 이용하여 계수 θ 를 최소자승법으로 추정해낼 수 있는 비용함수를 아래와 같이 만들어 낼 수 있다. 즉, 식 (32)에서 m 개의 주파수에 대해서만 방정식을 다시 벡터형태로 나열해보자.

$$\begin{bmatrix} Aj\omega_1\tilde{y}(\omega_1) + B\tilde{z}(\omega_1) \\ Aj\omega_2\tilde{y}(\omega_2) + B\tilde{z}(\omega_2) \\ \dots \\ Aj\omega_m\tilde{y}(\omega_m) + B\tilde{z}(\omega_m) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{x}^T(\omega_1) \\ \tilde{x}^T(\omega_2) \\ \dots \\ \tilde{x}^T(\omega_m) \end{bmatrix} \theta \quad (35)$$

위 방정식에 가상적인 복소수 오차 ϵ 을 도입하고 다음과 같이 선형 회귀방정식으로 나타내보면 다음과 같다.

$$Y = X\theta + \epsilon \quad (36)$$

이제 복소수 데이터가 주어지는 일반적인 최소자승 회귀분석 문제(least squares regression problem)로 변환된다. 따라서 다음과 같은 비용함수를 고려하면,

$$J = \frac{1}{2} (Y - X\theta)^* (Y - X\theta) \quad (37)$$

이 비용함수를 최소화하는 파라미터벡터는

$$\hat{\theta} = [Re(X^*X)]^{-1} Re(X^*Y) \quad (38)$$

로 주어진다. 여기서 X^* 는 X 의 공액전치이다. 비용함수는 관심있는 영역의 주파수들로 구성할 수 있다. 또한 파라미터 추정치의 공분산 행렬은 다음과 같이 계산되는데,

$$\begin{aligned} cov(\hat{\theta}) &= E\{(\hat{\theta} - \theta)(\hat{\theta} - \theta)^*\} \\ &= \sigma^2 \cdot [Re(X^*X)]^{-1} \end{aligned} \quad (39)$$

여기서 σ^2 은 방정식 오차 ϵ 의 분산이며 이 값 또한 다음과 같이 실시간으로 추정될 수 있다.

$$\sigma^2 = \frac{1}{(m-p)} [(Y - X\hat{\theta})^* (Y - X\hat{\theta})]. \quad (40)$$

위 식에서 m 은 주파수의 개수, p 는 파라미터의 개수를 나타내며 따라서 파라미터 추정치의 공분산은 실시간으로 근사값이 계산되고 공분산행렬 주대각선 요소의 제곱근들은

각 파라미터의 표준 추정오차로서 실시간으로 파라미터 추정치의 정확도를 평가할 수 있게 해준다. 이는 실시간으로 파라미터의 유용성을 판단해주는 매우 중요한 수단이 된다.

한편 추정을 위한 계산량을 살펴보면 먼저 식 (33)의 푸리에 변환에서 샘플링 속도가 고려되는 주파수보다 훨씬 빠르면 변환식을 아래와 같이 근사화 할 수 있다.

$$\tilde{x}(\omega) \approx \Delta t \sum_{n=0}^{N-1} x_n e^{-j\omega n \Delta t} = \Delta t \cdot X(\omega) \quad (41)$$

또한 주어진 주파수에 대해서 n 번째 측정치까지의 푸리에 변환은 $(n-1)$ 번째 측정치까지의 푸리에 변환으로부터 다음 관계식을 이용하여 쉽게 구할 수 있다.

$$X_n(\omega) = X_{n-1}(\omega) + x_n e^{-j\omega n \Delta t} \quad (42)$$

즉, 직전 값에다 간단한 항을 계산해서 더하면 되므로 계산량이 매우 적다. 또한 $X(\omega)$ 의 크기가 증가하지 않고 일정하므로 시간경과에 따른 메모리 증가도 발생되지 않아 계산속도가 매우 빠르다.

또한 이 기법은 비용함수에서 고려되는 주파수 영역을 임의로 취할 수 있는데 항공기의 경우 강제 동역학 주파수가 저주파이므로 이 영역을 취하면 자연스럽게 고주파 잡음이나 구조물 진동으로 인한 간섭을 제거하게 되는 장점이 있다.

IV. 시뮬레이션 및 파라미터 추정 결과

헬리콥터의 조종입력을 생성하여 비행 데이터를 획득하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 기본적으로 모든 조종입력의 형태는 더블릿으로 지정하였으며 추정 기법의 특성에 따라 추정이 용이하게 수행될 수 있도록 각각 그 입력의 형태를 정의하였다. 또한 기법의 특성뿐만 아니라 추정하려는 파라미터가 구성하는 상태변수 요소에 따라서도 적절한 조종입력의 선정이 필요하다. FIR 및 RLS의 경우, 실시간으로 추정을 진행하기 때문에 그 파라미터 추정 결과값이 적절한 범위 내로 수렴하기 위해서는 어느 정도의 소요시

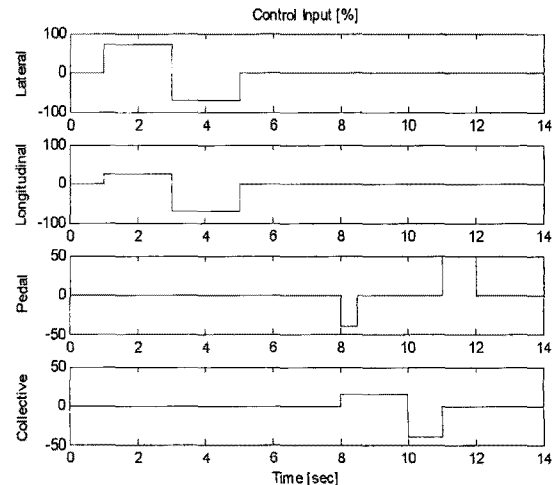


그림 2. 시간에 따른 조종 입력.
Fig. 2. Control input time history.

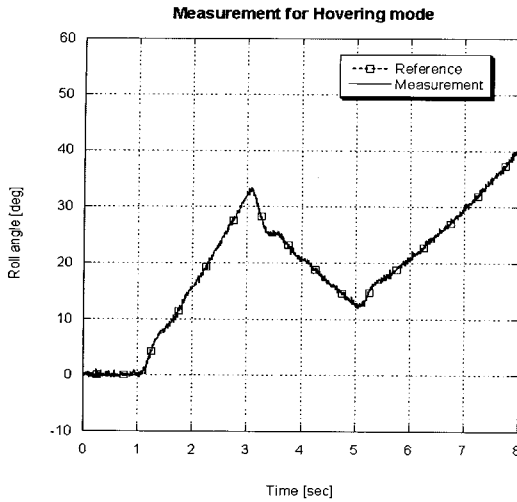


그림 3. 정지비행 시 롤 각(ϕ) 관측 데이터.

Fig. 3. Roll angle measurement for hover condition.

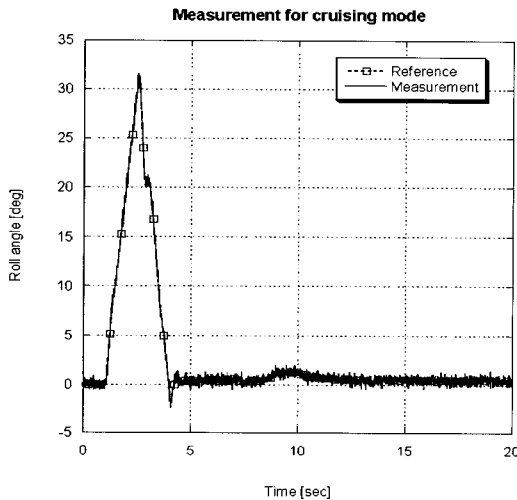


그림 4. 순항모드 시 롤 각 관측 데이터.

Fig. 4. Roll angle measurement for cruise condition.

간이 필요하게 되므로 기동에 대한 조종입력 후 수렴에 필요한 시간을 조정하여 추정하도록 지정하였다. 그림 2는 비행 데이터를 획득하기 위한 더블릿 형태 조종입력의 예이다. 이는 각 조종입력의 적정 작동범위에 대한 비율로 나타낸 것이다.

그림 3은 헬리콥터의 정지비행 시 조종입력에 따라 발생된 롤 각 관측값을 나타내고 있다. 개루프 시스템이기 때문에 조종입력 후 일정한 정지비행을 유지하지 못하고 발산하게 되는 경향이 나타난다. 또한 정지비행 시 모델은 고유치 중 일부가 양의 실수부를 갖는 불안정한 시스템이다. 이때, 비행 데이터는 각 상태변수에 대응하는 측정 센서별 성능 수준을 적절히 고려하여 관측오차를 가하였다. 속도오차의 크기는 약 1m, 각도오차의 크기는 0.3deg, 각속도 오차는 약 0.5deg/s 정도 수준으로 생성하였다. 관측오차의 형태는 가우시안 노이즈로 구성되었으며 바이어스는 고려하지 않았다. 그림 4는 순항 비행조건을 가질 경우, 조종입력에 따른 롤 각 관측값을 나타내고 있다. 초기 속도는 $u_0 =$

15m/s, $v_0 = -3.35$ m/s를 가진다. 순항 모드 시 헬리콥터 모델은 정지비행 시 나타나는 모델과 달리 시스템의 응답이 안정적이다. 관측 데이터에서도 알 수 있듯이 운동을 발생시키는 조종입력에 대해 발생한 움직임은 다시 원점으로 회복되며 발산하는 경향이 나타나지 않고 있음을 알 수 있다.

파라미터추정에 사용한 MMLE, RLS, FTR 기법에 대해서 각각의 기법에 적절히 조건을 부여하여 결과를 비교하여 보았다. FTR의 경우 주파수 대역을 임의로 지정할 수 있다는 장점이 있으므로 헬리콥터의 운동을 고려한 주파수를 기준으로 넓은 대역(0.04~20Hz)과 좁은 대역(0.01~1Hz)의 두 가지 조건에서의 그 추정성능을 분석하였다. MMLE 기법을 적용할 경우에는 파라미터의 초기값들을 요구하는데 가능한 한 참값에 가까운 것이 좋으나 이를 정확히 알 수는 없으므로 대개 항공기 설계시 추산한 값들을 초기값으로 사용한다. 본 논문에서 MMLE의 경우는 참고문헌 [3]의 추정값들을 참값으로 가정하고 이 값들에 30% 오차를 가감한 것을 초기 값들로 주어 추정한 것과 RLS의 추정 결과값을 MMLE의 초기값으로 사용하여 추정하였다. 이렇게 RLS, FTR, MMLE 두 가지 경우 등 네 가지 기법을 적용하여 정지비행 모드와 순항비행 모드의 경우에 대하여 파라미터를 추정한 결과를 표 2와 표 3에 순서대로 나타내었다. 표에 제시된 결과는 각 비행모드에서 나타나는 파라미터를 모두 제시한 것이다. 또한 제시된 FTR의 추정 결과값은 좁은 주파수 대역을 지정하였을 때 추정된 값이며, 주파수 대역을 넓게 지정하였을 경우 상대적으로 추정의 정확도가 크게 떨어져 비교대상에서 제외하였다. 표에는 각 추정기법의 결과값과 그에 대응하는 정확도 수준도 함께 나타내고 있는데 추정 결과값에 대한 신뢰도를 나타내는 정확도 수치는 작을수록 추정의 정확도가 높음을 말한다. RLS와 FTR은 공분산 행렬에서 계산되는 표준편차, MMLE는 Cramer-Rao Bound로 정확도를 수치적으로 제시하고 있다. 이와 같이 각 추정기법별 그 정확도 수치 산정 시 정의가 달라 절대적인 비교가 될 수는 없지만 파라미터 별 상대적인 비교는 가능하다. RLS와 FTR의 추정 결과값의 정확도 수치를 비교해 보면 전반적으로 FTR에 비해 RLS의 정확도 수치가 작게 나타났다. 이는 파라미터 추정 결과값의 크기를 비교한 것과 일치하는 경향을 보인다. 특히 동일한 비행 파라미터의 경우 순항 비행 모드 시 추정 결과값의 정확도가 대부분 높게 나타났으며 파라미터의 크기가 상대적으로 클 경우 추정 시 정확도가 떨어지는 것을 확인할 수 있었다. 반면 MMLE에서는 이러한 경향이 관찰되지 않았다. 이는 기법의 특성상 파라미터의 추정 시 참 값에의 접근법이 다르기 때문이다. MMLE 기법은 다른 기법과 달리 사전정보 값에 대한 비율로 나타내게 되는 것이므로 직접적인 비교가 어렵다. MMLE는 추정초기 시 적용한 사전정보의 오차가 클 경우 정확도 수치 역시 커지게 된다. MMLE 기법별 비교를 하면 정지비행 모드 일 경우는 일부 파라미터를 제외하고는 사전정보에 따른 정확도의 수치 차이가 크게 나타나지 않았다. 하지만 순항비행 모드 일 경우에는 RLS 추정값을 사전정보로 이용한 경우 대부분 신뢰도가 좀 더 높게 나타나고 있음을 알 수 있었다.

표 2. 정지비행 모드일 경우, 비행 파라미터 추정 결과.

Table 2. Identified parameter results for hover mode.

Full Parameter	True	Estimation Results					Accuracy			
		RLS	FTR	MMLE		RLS	FTR	MMLE 10^{-4} [%]		
				(Pert. 30%)	(RLS)			(Pert. 30%)	(RLS)	
M-matrix										
τ_f	[s]	0.046	0.0460	0.0228	0.0571	0.0473	5.56e-6	0.0090	9.03	9.87
τ_s	[s]	0.342	0.3416	0.2714	0.3889	0.2830	2.94e-4	0.0178	1.48	2.31
F-matrix										
X_u	[1/s]	-0.0505	-0.0499	-0.3594	-0.0613	-0.0715	0.0025	0.1970	3.52	4.24
Y_v	[1/s]	-0.154	-0.1561	-0.8287	-0.1649	-0.1616	0.0025	0.2960	0.54	0.62
L_u	$[\frac{rad}{m/s}]$	-0.144	-0.1440	-0.0596	-0.1822	-0.1445	6.61e-6	0.0482	1.35	1.57
L_v	$[\frac{rad}{m/s}]$	0.143	0.1430	0.0588	0.1858	0.1431	6.56e-6	0.0479	1.27	1.63
L_b	[1/s ²]	166	166.00	69.0852	119.76	167.99	0.0036	56.0390	1.45	1.96
M_u	$[\frac{rad}{m/s}]$	-0.0561	-0.0561	-0.0132	-0.0405	-0.0519	6.59e-6	0.1602	5.99	6.97
M_v	$[\frac{rad}{m/s}]$	-0.0585	-0.0585	-0.0242	-0.0686	-0.0555	6.53e-6	0.1672	3.66	5.83
M_a	[1/s ²]	82.6	82.5935	25.3920	63.7926	85.7742	0.0041	239.88	2.77	4.27
A_b		-0.189	-0.1889	-0.1870	-0.3116	-0.1337	1.23e-4	0.0113	8.92	14.96
A_c		0.644	0.6437	0.7823	0.7426	0.6820	1.48e-4	0.0096	11.55	14.76
B_a		0.368	0.3679	0.2913	0.1810	0.2284	1.49e-4	0.0984	9.38	5.97
B_d		0.71	0.7098	0.7267	0.8851	0.6631	1.71e-4	0.0537	10.55	11.45
Z_a	$[\frac{m}{rad(s^2)}]$	-9.75	-7.2683	-18.1174	-6.4845	-7.3816	1.5126	62.0488	9.55	12.25
Z_b	$[\frac{m}{rad(s^2)}]$	-131	-132.05	-100.65	-89.3862	-131.19	1.5065	774.40	1.67	2.42
Z_w	[1/s]	-0.614	-0.6141	-1.0800	-0.8058	-0.6165	0.0024	5.4425	1.19	0.87
Z_r	$[\frac{m}{rad(s)}]$	0.93	0.8941	2.3011	1.0160	0.4813	0.1678	24.0198	2.93	2.38
N_v	$[\frac{rad}{m/s}]$	0.0301	0.0301	0.0287	0.0368	0.0298	6.63e-6	0.0037	3.97	12.66
N_p	[1/s]	-3.53	-3.5319	-3.0257	-4.7722	-3.4062	0.0024	1.4002	2.85	13.22
N_w	$[\frac{rad}{m/s}]$	0.0857	0.0857	0.0802	0.0704	0.0838	6.54e-6	0.0802	14.87	54.12
N_r	[1/s]	-4.13	-4.1290	-3.9743	-4.4564	-3.6814	0.0018	0.5166	2.78	4.37
K_r	[1/s]	2.16	2.1595	2.2035	2.5547	2.2259	4.36e-4	0.0112	2.04	3.95
G-matrix										
A_{lat}	[rad]	0.0313	0.0311	0.0288	-0.0047	0.0053	1.40e-5	0.0050	51.65	32.55
A_{lon}	[rad]	-0.1	-0.0998	-0.0601	-0.1719	-0.1416	2.01e-5	0.0069	23.97	19.24
B_{lat}	[rad]	0.14	0.1397	0.1153	0.1762	0.1491	2.19e-5	0.0133	13.92	7.54
B_{lon}	[rad]	0.0138	0.0141	0.0121	0.0191	0.0045	2.05e-5	0.0077	169.59	40.22
Z_{col}	[m/s ²]	-45.8	-45.7791	-65.7772	-44.2286	-46.3123	0.2101	244.21	0.65	0.35
N_{ped}	[rad/s ²]	33.1	33.0997	32.1697	30.8602	31.6655	6.03e-4	2.7995	2.89	3.88
N_{col}	[rad/s ²]	-3.33	-3.3300	-2.9011	-13.5495	-4.6878	5.42e-4	4.1752	17.42	60.43
C_{lon}	[rad]	-0.259	-0.2586	-0.1961	-0.3208	-0.1966	2.26e-4	0.0209	7.41	9.04
D_{lat}	[rad]	0.273	0.2728	0.1922	0.2358	0.1474	2.31e-4	0.3354	4.95	3.75

표 3. 순항 모드일 경우, 비행 파라미터 추정 결과.

Table 3. Identified parameter results for cruise mode.

Full Parameter	True	Estimation Results					Accuracy			
		RLS	FTR	MMLE		RLS	FTR	MMLE 10^{-4} [%]		
				(Pert. 30%)	(RLS)			(Pert. 30%)	(RLS)	
M-matrix										
τ_f	[s]	0.0346	0.0346	0.0164	0.0446	0.0346	5.10e-6	0.0402	303.16	293.75
τ_s	[s]	0.259	0.2588	0.2351	0.2478	0.2588	1.69e-4	0.0118	221.19	87.45
F-matrix										
X_u	[1/s]	-0.122	-0.1217	-0.0057	-0.1320	-0.1216	1.66e-4	0.1228	23.92	12.64
Y_v	[1/s]	-0.155	-0.1573	0.2020	-0.0402	-0.1573	0.0010	0.2430	364.01	175.50
L_b	[1/s ²]	213	213.01	127.07	163.31	213.05	0.0035	23.6898	150.15	118.28
L_w	[$\frac{rad}{ms}$]	-0.213	-0.2130	-0.0858	-0.2702	-0.2128	6.46e-6	0.0346	468.99	229.54
M_u	[1/s ²]	108	107.99	13.7019	79.3149	107.98	0.0041	5.9974	201.42	94.56
M_w	[$\frac{rad}{ms}$]	0.0728	0.0728	0.0077	0.1083	0.0728	6.47e-6	0.0058	332.48	167.14
A_b		-0.176	-0.1752	-0.0387	-0.1248	-0.1754	2.24e-4	0.1033	227.55	409.51
A_c		0.577	0.5755	0.6974	0.7467	0.5755	2.62e-4	0.0726	547.68	412.21
B_a		0.419	0.4190	0.1268	0.6707	0.4187	1.60e-4	0.1068	396.53	360.11
B_d		0.664	0.6640	0.5472	0.8803	0.6642	1.76e-4	0.0619	484.60	376.43
Z_w	[1/s]	-1.01	-1.0103	-0.6982	-1.2302	-1.0102	0.0024	0.3711	35.58	12.40
N_v	[$\frac{rad}{ms}$]	0.401	0.4010	0.3484	0.4678	0.4010	5.28e-6	0.0298	57.46	23.37
N_r	[1/s]	-3.9	-3.9006	-2.8817	-5.3798	-3.9017	0.0014	0.3701	89.92	20.04
K_r	[1/s]	2.18	2.1801	1.6829	2.6469	2.1797	4.24e-4	0.0366	40.40	13.15
G-matrix										
Y_{ped}	[m/s ²]	11.23	11.2588	22.5681	0.9360	11.2543	0.0950	11.2414	417.65	103.26
M_{cot}	[rad/s ²]	6.98	6.9800	0.7107	4.7257	6.9772	6.68e-4	0.4995	216.00	86.67
A_{lat}	[rad]	0.0265	0.0263	0.0275	0.0417	0.0263	1.64e-5	0.0084	487.50	289.04
A_{lon}	[rad]	-0.0837	-0.0841	-0.0675	-0.1017	-0.0841	2.53e-5	0.0485	285.72	201.24
B_{lat}	[rad]	0.124	0.1239	0.0509	0.1577	0.1239	1.69e-5	0.0278	248.77	188.89
B_{lon}	[rad]	0.02	0.0198	0.0039	0.0466	0.0197	1.51e-5	0.0066	1269.06	616.36
Z_{cot}	[m/s ²]	-60.3	-60.4451	-80.1078	-53.0507	-60.4545	0.2484	17.5006	96.02	27.21
N_{ped}	[rad/s ²]	26.4	26.3999	22.0299	21.3210	26.4004	3.92e-4	2.1210	73.22	18.57
C_{lon}	[rad]	-0.225	-0.2247	-0.1961	-0.2159	-0.2247	1.50e-4	0.0145	81.85	46.93
D_{lat}	[rad]	0.29	0.2898	0.1871	0.2931	0.2898	1.86e-4	0.0499	157.49	83.97

추정결과를 비교해 보면 전반적으로 RLS의 추정 결과가 시험 기체 모델의 참값과 가장 비슷하여 성능이 매우 우수 한데 이는 시뮬레이션 데이터에 약간의 추정오차를 추가하 여 시간영역에서 소수의 파라미터를 추정하는 방식이어서 파라미터들의 영향이 뚜렷하게 나타나므로 이러한 결과가 나온 것으로 판단된다. RLS의 추정결과를 초기값으로 사용하여 적용한 MMLE 기법의 경우 두 번째로 좋은 성능을 보였다. 이는 참값에 30%오차를 가하여 초기값으로 사용한

경우보다 더 나음을 알 수 있었다. 이는 무인기와 같이 새 로운 비행체에서 파라미터들의 설계 추산치를 알기 힘든 경우, 초기치를 필요로 하지 않는 기법인 RLS나 FTR 같은 기법의 추정결과를 MMLE의 초기값으로 이용할 때 매우 효과적임을 알 수 있다. 마지막으로 FTR의 경우는 추정 성능이 다른 기법에 비해서 좀 떨어지는 편인데 이는 주파수 영역으로 변환하여 추정함으로써 둔화되는 경향이 있는 것으로 판단된다.

추정 결과값은 값이 가지는 절대적인 크기뿐만 아니라 부호도 중요하게 되는 데 FTR의 경우 RLS에 비해 상대적으로 부호가 불일치하는 상태로 수렴되는 경우가 있었다. 이러한 부호의 불일치 경향은 MMLE 적용 시 사전정보 확보를 위해서 모델 정보에 부여한 오차의 범위가 넓은 경우 수렴 시 부호의 오차가 생겨날 여지가 있었다. 또한 실제로도 파라미터의 값의 절대적인 크기가 작을 경우, 수렴하게 되면서 부호를 넘나들게 될 가능성이 발생할 수 있다.

한편 정지비행의 경우와 순항모드의 경우를 비교해보면 순항의 경우가 파라미터 추정이 더 잘되는 것을 볼 수 있는데 이는 순항시 운동 가진의 효과가 더 잘 나타나서 그러한 것으로 볼 수 있다.

특히 정지비행 모드 시 FTR과 RLS의 추정 결과값 중 일부 파라미터가 많은 상태변수에서는 추정이 잘 되지 않는 파라미터가 존재한다. 이는 기법의 특성상 MMLE에 대해 상대적으로 단점이 될 수 있다. 이 때, 일부 파라미터 구성을 단순화시키면 추정되는 파라미터의 정확도는 높일 수 있으나 운동을 나타내는 요인이 줄어들게 되어 재구성된 시스템은 일부 가진에 대한 반응이 나타나지 않게 되고 실제 시스템의 적절한 모사가 힘들다.

V. 추정된 파라미터 검증

추정된 파라미터의 타당성을 간접적으로 검증하기 위하여 각 기법 및 조건 별 추정된 결과값을 이용하여 헬리콥터 시스템을 재구성하고 이를 이용한 시뮬레이션 결과값을 비교하여 보았다. 그림 5~7은 정지비행 모드에서의 피치 각속도, 롤 각, 요 각속도 시뮬레이션 값을 기법별로 비교하여 도시한 것이다. 정지비행 모드는 불안정한 시스템이므로 추정된 파라미터를 이용하여 재구성된 시스템 역시 조종입력 인가에 따른 시스템 응답 이후 발산하는 경향이 나타나고 있다. 시뮬레이션 결과를 살펴보면 FTR을 이용하여 구성한 모델의 응답이 가장 둔한 경향을 보이고 있다. 이에 반해 RLS는 원래의 모델과 가장 근접한 응답을 나타내고 있는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 경향은 추정 결과값의 크기를 비교한 것과 일치하는데 MMLE 기법을 적용하여 구성한 시스템의 경우, 전반적으로 원래의 시스템 응답과 비슷하게 따라가는 경향이 나타나지만 피치 각속도 시뮬레이션에서 나타나듯이 약 0~6초 사이 각속도 값이 크게 변화하는 지점에서 약간씩 벗어나는 것을 알 수 있었으며, 참 값에 30% 오차를 더한 것을 초기치로 사용한 경우가 RLS 결과값을 초기치로 이용한 경우보다 그 오차가 약간 더 증가하는 것을 확인할 수 있었다. MMLE의 경우, 원래의 시스템을 그대로 모사하려고 하는 특성이 있기 때문에 본 시스템이 불안정할 경우 MMLE를 이용하여 추정한 시스템 역시 굉장히 불안정한 특성을 가지게 된다.

MMLE 기법 결과를 비교해 보면 RLS 결과값을 사전정보로 활용한 경우 그 응답의 결과가 원래의 시스템과 가장 비슷하게 나타났다. 모델의 정보에 30% 오차를 주어 사전정보로 활용한 경우, 시스템 응답에서 약간 진동하는 현상을 관찰할 수 있는데 50% 오차를 주어 사전정보로 활용한 시험 결과에서는 그 진동하는 경향이 더욱 크게 나타났다.

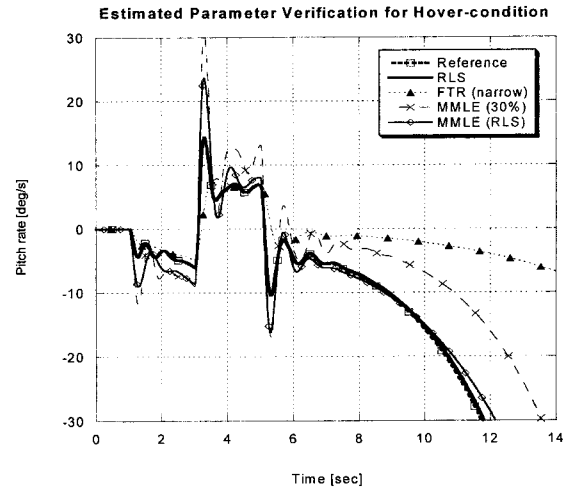


그림 5. 정지비행 시 피치 각속도(q) 시뮬레이션.

Fig. 5. Pitch rate simulation for hover condition.

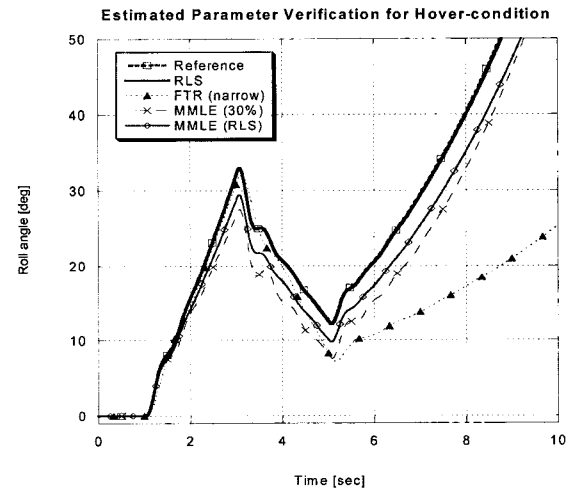


그림 6. 정지비행 시 롤 각 시뮬레이션.

Fig. 6. Roll angle simulation for hover condition..

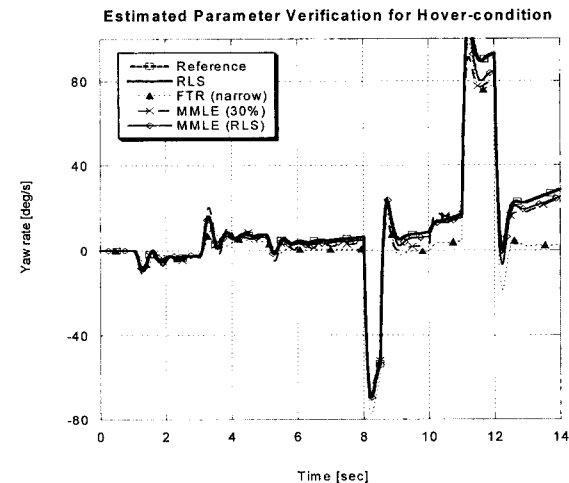


그림 7. 정지비행 시 요 각속도(r) 시뮬레이션.

Fig. 7. Yaw rate simulation for hover condition.

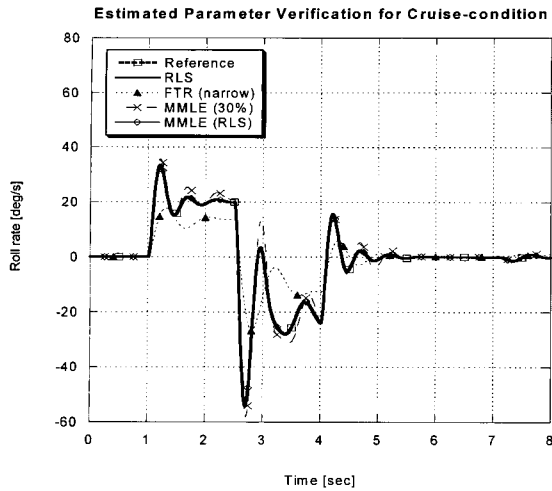


그림 8. 순항비행 시 롤 각속도(p) 시뮬레이션.
Fig. 8. Roll rate simulation for cruise condition.

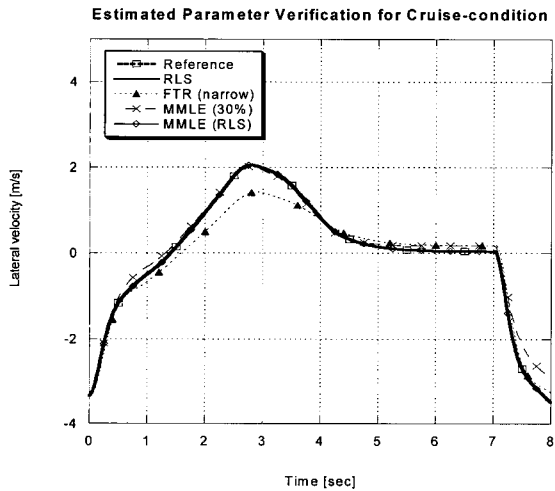


그림 9. 순항비행 시 가로 방향 속도(v) 시뮬레이션.
Fig. 9. Lateral velocity simulation for cruise condition.

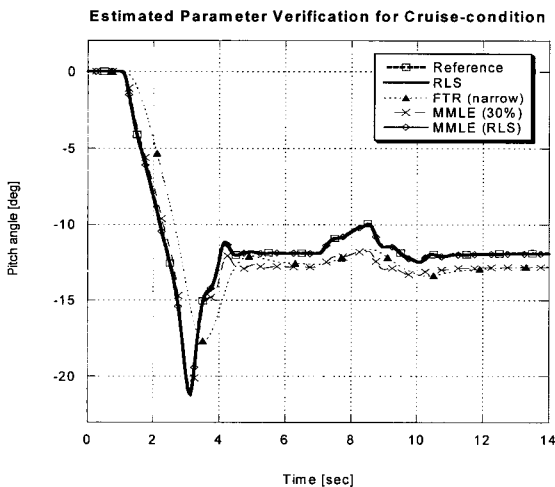


그림 10. 순항비행 시 피치 각(θ) 시뮬레이션.
Fig. 10. Pitch angle simulation for cruise condition.

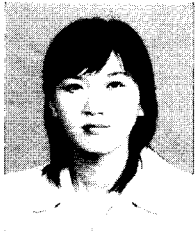
순항비행 조건에서 기법별 시뮬레이션 결과를 롤 각속도, 기체좌표계에서의 가로 방향 속도, 피치각 순서대로 그림 8~10에 제시하였다. 순항비행 시에는 추정된 파라미터를 이용하여 재구성한 모델 역시 안정하고 발산하는 경향이 나타나지 않았다. FTR의 경우는 상대적으로 추정된 파라미터 값의 크기가 잘 맞지 않았고 이를 이용하여 구성한 시스템 역시 응답 결과가 좋지 않다. 조종입력에 대한 응답이 존재하는 구간에서 반응이 다른 추정기법 결과에 비해 상대적으로 굉장히 둔하게 나타났다. FTR을 제외하고는 전반적으로 기법별 성능에 큰 차이는 나타나고 있지 않지만 MMLE 기법을 적용한 경우, 각속도가 급변하게 되는 지점에서 약간씩 차이가 발생하는 것을 알 수 있으며 그 외의 구간에서는 비슷한 응답을 보이고 있다. 이 때, 사전정보를 본 모델의 50% 범위를 가지고 이용하였을 경우 정지비행 모드와 마찬가지로 진동 양상이 더욱 크게 나타나 적절히 수렴하지 못하게 되는 것을 알 수 있었다.

VI. 결론

본 논문에서는 소형 무인 헬리콥터 모델을 이용한 시뮬레이션을 통하여 여러 가지 시스템 식별 기법을 적용한 파라미터 추정 결과값을 비교한 후 그 성능을 검증하였다. 적용된 기법은 비행 시험 후처리 기법인 MMLE와 실시간으로 처리가 가능한 FTR 및 RLS이다. 또한 각 기법별 특성에 따른 추정조건을 달리하여 비교하여 보았다. 추정된 파라미터의 타당성을 검증하기 위해서 시스템을 재구성하여 그 응답을 분석하였다. 추정된 파라미터의 값을 이용한 응답을 비교한 결과, RLS 적용 시 가장 성능이 좋았고 FTR의 경우 다소 둔감한 경향이 나타났다. FTR의 응답은 수행되는 주파수 대역을 조정함으로써 어느 정도 개선이 가능하다. RLS와 FTR의 경우, 정지비행 모드 시 일부 파라미터 구성에 대해서 추정 성능이 떨어지는 축이 있었는데 이는 파라미터의 개수를 줄이면 정확도는 높일 수 있으나 이러한 경우 추정된 시스템의 응답은 그 운동에 미치는 영향을 무시하게 되는 인자가 원래의 시스템에 비해 상대적으로 많아져 조종입력에 따라 발생하여야 하는 움직임이 나타나지 않게 된다. 이러한 영향은 시스템에 주어지는 조종입력에 따라 충분히 달라질 수 있는 사항이므로 여러 가지 형태의 다양한 조종입력을 대상 시스템에 시험함으로써 성능을 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다. 반면에 MMLE는 추정 대상 파라미터의 구성 및 축에 관계없이 모두 추정이 가능하였으며 특히 RLS 추정 결과값을 사전정보로 이용하였을 경우, 그 성능이 좋게 나타났다. 이는 MMLE 추정 결과값의 신뢰도를 검증하는 것뿐만 아니라 사전정보로 활용된 RLS 추정 결과값 역시 적정 수준의 신뢰도를 가지고 추정되었으며 함께 검증되었다고 생각할 수 있다. 하지만 불안정한 시스템의 경우 MMLE는 본 시스템의 특성을 따라가려는 경향이 있어 발산하는 경우가 쉽게 나타날 수 있으며 사전정보의 범위가 넓어질수록 진동하는 경향이 나타났다. 한편 비행모드에 따라서도 그 추정성능이 달라질 수 있었는데 대부분의 경우 헬리콥터의 순항비행 시 정지비행 모드에 비해 성능이 좋게 나타났다.

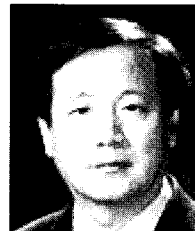
참고문헌

- [1] Y. Song, B. Song, B. Seanor, and M. Napolitano, "On-Line Aircraft Parameter Using Fourier Transform Regression With an Application to NASA F/A-18 HARV Flight Data," *KSME International Journal*, vol. 16, no.3, pp. 327-337, 2002.
- [2] www.eecs.berkeley.edu/
- [3] B. Mettler, M. B. Tishler, and T. Kanade, "System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 47, no. 1, pp. 50-63, 2002.
- [4] M. B. Tischler and R. K. Remple, Aircraft and Rotorcraft System Identification, AIAA, 2006.
- [5] V. Klein and E. A. Morelli, Aircraft System Identification : Theory and Practice, AIAA, 2006.
- [6] P. G. Hamel (ed.), *Rotorcraft System Identification*, AGARD-AR-280, 1991.
- [7] M. B. Tischler, "System Identification Requirements for High-Bandwidth Rotorcraft Flight Control System Design," *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 13, no. 5, pp. 835-841, 1990.
- [8] J. Lucas, B. Martin, L. Ericsson, C. Catterall, and M. Cole, "Combining Static Analyses and Frequency Domain System Identification to Enhance the Accuracy of a Fixed-Wing UAV Simulation," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2006-640, Jan. 2006



류 성 숙

2007년 한국항공대학교 항공우주공학과 졸업. 2007년~현재 동 대학원 석사.



송 용 규

1985년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1988년 동 대학원 석사. 1992년 미국 Univ. of Michigan 공학박사. 1993년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 1996년~현재 한국항공우주학회지 편집위원. 1997년~현재 한국항공학회 편집위원. 1999년~현재 제어자동화시스템공학회 편집위원.