

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(11), 937-946(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.11.937

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

단일 틸트윙 방식 무인기의 수직모드 시스템 식별 기법 연구

서일원*, 김승균**, 석진영**

A Study on vertical mode system identification
for a single tilt wing UAV

Ilwon Seo*, Seungkeun Kim** and Jinyoung Suk**

Defense R&D Institute, Poongsan*

Chungnam National University**

ABSTRACT

This paper presents system identification of a single tilt wing UAV. A Modified Equation Error Method(MEEM) and Extended Kalman Filter(EKF) are used for the identification of a single tilt wing UAV system in frequency-domain and time-domain, respectively. Simulated flight data is obtained from CNUX-3's vertical mode linear simulation with realistic sensor noise. System identification performance is analyzed with respect to a variety of design parameters of the MEEM. Also, High accuracy Fourier Transform(HFT) is applied to enhance the performance of MEEM. The results of the MEEM is compared with those of the EKF. Design parameters of the MEEM and initial conditions of the EKF are decided from optimization.

초 록

본 논문에서는 단일 틸트윙 무인기의 시스템 식별기법과 결과를 제시하였다. 주파수 영역의 시스템 식별 기법인 Modified Equation Error Method(MEEM)와 시간 영역의 시스템 식별 기법인 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 사용하였다. 시스템 식별 기법의 검증을 위해 단일 틸트윙 방식 무인기인 CNUX-3의 모델을 통해 획득한 수직모드의 선형 시뮬레이션 결과에 센서 특성을 반영한 노이즈를 합성하여 가상의 비행데이터를 생성했다. 설계 변수의 변화에 따른 MEEM의 시스템 식별 성능 변화를 분석하였다. 또한 고정밀 푸리에 변환(High accuracy Fourier Transform)을 MEEM에 적용하여 정확도를 향상시켰다. MEEM과 EKF의 시스템 식별 결과를 비교하고, 최상의 성능지수를 갖는 설계 변수 값과 초기값을 최적화를 통해 결정하였다.

Key Words : Single tilt wing UAV(단일 틸트윙 무인기), Modified Equation Error Method(MEEM), High accuracy Fourier Transform(HFT, 고정밀 푸리에 변환), Kalman filter(칼만 필터), System identification(시스템 식별)

† Received : April 25, 2014 Revised : October 21, 2014 Accepted : October 28, 2014

** Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

I. 서 론

단일 틸트윙 방식 무인기는 국내 연구사례가 전문한 신개념의 무인항공기다. 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute, KARI)의 스마트 무인기(Smart UAV)는 운용 개념은 유사하지만 스와시플레이트(Swash plate)를 사용하는 틸트로터 무인기로 정밀한 조종성을 갖추었다. 하지만 단일 틸트윙 무인기는 스와시플레이트가 존재하지 않으며, 수직모드와 천이모드의 중축 안정성을 확보하기 위해 미익에 가변피치프로펠러(Variable pitch-propeller)를 장착하였다. 단일 틸트윙 무인기 특유의 제어 방식과 단순한 조종 계통으로 불안정한 모드 전환 과정을 극복하기 위해 정교한 제어기 설계가 필요하다. 대부분 모델기반 제어기의 경우, 모델의 불확실성으로 인해 제어 성능 저하는 물론 기체 손실의 우려도 있다. 따라서 시스템 식별을 통해 실제 시스템 행렬이나 미계수를 구해 모델을 보완하고 제어기의 성능을 향상 시킬 필요성이 있다. 본 연구의 대상 기체 CNUX-3도 최근 전 운용모드에 대해 자동비행시험 및 수치적 모델링이 수행되었다. 이 과정에서 비행시험 및 모델링 기술이 확보되었으며, 이를 기반으로 모델의 정확성을 향상시키기 위한 시스템 식별을 수행하고자 한다. 본 연구에서는 시스템 식별 데이터 획득을 위한 비행시험을 수행하기 이전에, 시뮬레이션을 통해 단일 틸트윙 방식 무인기에 적합한 시스템 식별 기법을 검증하고 성능 향상 방안을 모색한다. 구축된 모델과 측정 센서의 특성을 고려하여 가상의 비행데이터를 생성하고 시스템 식별을 수행한 결과를 분석한다.

단일 틸트윙 형태의 무인기는 전 세계적으로 연구사례가 많지 않으며, 시스템 식별을 수행한 사례도 찾아볼 수 없다. 또한 불안정한 수직모드의 시스템 식별을 위한 비행데이터 획득에는 많



Fig. 1. Single tilt wing UAV(CNUX-3)

은 위험이 따르기 때문에 본 논문에서는 구축된 모델을 통해 가상의 비행데이터를 생성하고 시스템 식별을 수행하여 비행시험 중 발생 가능한 위험을 배제하기 위해 적절한 시스템 식별 기법을 검증하고자 한다.

II. 본 론

2.1 시스템 식별 기법

2.1.1 Modified Equation Error Method

기존 방식의 Equation Error Method(EEM) 방식은 불확정 시스템의 시스템 식별 방법으로 시스템 행렬과 입력 행렬의 특정 성분의 값을 임의로 설정할 수 없다. 수정된 EEM 방식은 최소자승법(Least square)을 각 행에 독립적으로 수행하여 인식하고자 하는 행렬을 특정 성분의 값을 설정할 수 있도록 개선된 방법이다. 단일 틸트윙 무인기의 모델링 결과를 바탕으로 식별하고자 하는 변수와 지정할 변수를 분리한다⁽¹⁻²⁾. 시간 영역에서의 상태공간(State space)식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (1)$$

주파수 영역의 상태공간식으로 표현하기 위해 각 상태변수에 대해 푸리에 변환을 수행하며, 주파수 대역을 관심구간으로 제한한다.

$$\begin{aligned} \tilde{x}(\omega) &= \sum_{k=0}^{N-1} x(k\Delta t) e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \\ \tilde{u}(\omega) &= \sum_{k=0}^{N-1} u(k\Delta t) e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \\ \tilde{y}(\omega) &= \sum_{k=0}^{N-1} y(k\Delta t) e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \end{aligned} \quad (2)$$

푸리에 변환을 통해 표현된 주파수 영역 상태공간식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} j\omega \tilde{x}(j\omega) &= A\tilde{x}(j\omega) + B\tilde{u}(j\omega) \\ \tilde{y}(j\omega) &= C\tilde{x}(j\omega) + D\tilde{u}(j\omega) \end{aligned} \quad (3)$$

변수 추정을 위한 성능지수는 다음과 같다.

$$J_k = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^m |j\omega_n \tilde{x}_k(n) - A_k \tilde{x}(n) - B_k \tilde{u}(n)|^2 \quad (4)$$

여기서 A_k, B_k 는 A, B 행렬의 k 번째 열을 의미하며 $\tilde{x}_k(n)$ 은 ω_n 에 대한 벡터 \tilde{x} 의 k 번째 성분이다. θ 를 A_k, B_k 로 정의하면 주파수 영역에서의

최소자승 문제로 풀 수 있다.

$$\Theta \equiv \begin{bmatrix} A_k^T \\ B_k^T \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$Y = X\Theta \quad (6)$$

여기서 Y, X 의 정의는 다음과 같다.

$$Y \equiv \begin{bmatrix} j\omega_1 \tilde{x}_k(1) \\ j\omega_2 \tilde{x}_k(2) \\ \vdots \\ j\omega_m \tilde{x}_k(m) \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$X \equiv \begin{bmatrix} \tilde{x}^T(1) & \tilde{u}^T(1) \\ \tilde{x}^T(2) & \tilde{u}^T(2) \\ \vdots & \vdots \\ \tilde{x}^T(m) & \tilde{u}^T(m) \end{bmatrix} \quad (8)$$

최소자승 문제의 성능지수는 모델과 실험데이터와의 오차 에너지로 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$J = \frac{1}{2} (Y - X\Theta)^\dagger (Y - X\Theta) \quad (9)$$

여기서 성능지수를 최소화하는 계산식은 다음과 같다.

$$\hat{\Theta} = [Re(X^\dagger X)]^{-1} Re(X^\dagger Y) \quad (10)$$

MEEM은 $X^\dagger X$ 의 조건수(Condition number)와 주파수 영역, 분해능을 조정하여 유효한 시스템 식별 결과가 나오도록 조정한다⁽³⁻⁴⁾.

2.1.2 High accuracy Fourier Transform(HFT)

주파수 영역에서의 분석은 시간 영역 데이터를 주파수 영역으로 변환하는 유한 푸리에 변환(Finite Fourier Transform, FFT)에 기초한다. 일반적으로 시간 영역에서 주파수 영역으로 변환은 표본 시간 영역 데이터와 유한 푸리에 적분의 간단한 오일러 근사화를 통해 수행된다. 하지만 이 방법은 주파수와 표본 시간이 증가할수록 부정확해진다. 본 연구에 활용된 고정밀 푸리에 변환(High accuracy Fourier Transform, HFT)은 주파수 대역과 주파수 분해능의 넓은 선택 범위를 허용하면서 표본 데이터를 이용하여 고정밀 변환을 계산하기 위한 편리하고 효율적인 방법이다⁽⁵⁾. 이산 푸리에 변환은 다음과 같이 표현된다.

$$\tilde{x}_k = \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j2\pi i k / N} \quad (11)$$

$(k = 0, 1, 2, \dots, M-1)$

여기서 θ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\theta \equiv \omega_k \Delta t = 2\pi f_k \Delta t = \frac{2\pi k}{N} \quad (12)$$

$(k = 0, 1, 2, \dots, M-1)$

식 (12)를 통해 식 (11)을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\tilde{x}_k = \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j\theta i} \quad (13)$$

$(k = 0, 1, 2, \dots, M-1)$

식 (11)~(13)을 다음과 같이 정리한다.

$$\tilde{x}(\theta) = \tilde{x}(2\pi f_k \Delta t) \approx \Delta t \tilde{x}_k \quad (14)$$

$(k = 0, 1, 2, \dots, M-1)$

오일러 근사화 적분은 높은 주파수 f_k 또는 큰 표본 시간 Δt 에 의한 적분함수의 진동 특성으로 부정확성이 증가된다. 이를 해결하기 위해 3차 라그랑지 다항 보간법(Cubic Lagrange polynomial interpolation)을 활용하여 표본 시간 영역 유한 푸리에 적분의 정확도를 향상시킨다⁽²⁾. 가중치를 통한 이산 푸리에 변환의 계산 결과는 다음과 같다.

$$\tilde{x}(\theta) \approx \Delta t \{ W(\theta) [\tilde{x}_k + x_N e^{-j\theta N}] + \gamma_0(\theta)x_0 + \gamma_1(\theta)x_1 + \gamma_2(\theta)x_2 + \gamma_3(\theta)x_3 + e^{j\theta T/\Delta t} [\gamma_0^*(\theta)x_N + \gamma_1^*(\theta)x_{N-1} + \gamma_2^*(\theta)x_{N-2} + \gamma_3^*(\theta)x_{N-3}] \} \quad (15)$$

여기서 각 변수들은 다음과 같이 표현된다.

$$W(\theta) \approx \left(\frac{6+\theta^2}{3\theta^4} \right) (3 - 4\cos\theta + \cos 2\theta) \approx 1 - \frac{11}{720}\theta^4 + \frac{23}{15120}\theta^6 \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \gamma_0(\theta) &= \frac{(-42+5\theta^2) + (6+\theta^2)(8\cos\theta - \cos 2\theta)}{6\theta^4} \\ &\quad - j \frac{(-12\theta + 6\theta^3) + (6+\theta^2)\sin 2\theta}{6\theta^4} \\ &\approx -\frac{2}{3} + \frac{1}{45}\theta^2 + \frac{103}{15120}\theta^4 - \frac{169}{226800}\theta^6 \\ &\quad - j\theta \left(\frac{2}{45} + \frac{2}{105}\theta^2 - \frac{8}{2835}\theta^4 + \frac{86}{467775}\theta^6 \right) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \gamma_1(\theta) &= \frac{14(3-\theta^2) - 7(6+\theta^2)\cos\theta}{6\theta^4} \\ &\quad - j \frac{30\theta - 5(6+\theta^2)\sin\theta}{6\theta^4} \\ &\approx \frac{7}{24} - \frac{7}{180}\theta^2 + \frac{5}{3456}\theta^4 - \frac{7}{259200}\theta^6 \\ &\quad - j\theta \left(\frac{7}{72} - \frac{1}{168}\theta^2 + \frac{11}{72576}\theta^4 - \frac{13}{5987520}\theta^6 \right) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \gamma_2(\theta) &= \frac{-4(3-\theta^2)+2(6+\theta^2)\cos\theta}{3\theta^4} - j\frac{-12\theta+2(6+\theta^2)\sin\theta}{3\theta^4} \\ &\approx -\frac{1}{6} + \frac{1}{45}\theta^2 - \frac{5}{6048}\theta^4 + \frac{1}{64800}\theta^6 \\ &\quad - j\theta\left(-\frac{7}{90} + \frac{1}{210}\theta^2 - \frac{11}{90720}\theta^4 + \frac{13}{7484400}\theta^6\right) \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \gamma_3(\theta) &= \frac{2(3-\theta^2)-(6+\theta^2)\cos\theta}{6\theta^4} - j\frac{6\theta-(6+\theta^2)\sin\theta}{6\theta^4} \\ &\approx \frac{1}{24} - \frac{1}{180}\theta^2 + \frac{5}{24192}\theta^4 - \frac{7}{259200}\theta^6 \\ &\quad - j\theta\left(\frac{7}{360} - \frac{1}{840}\theta^2 + \frac{11}{362880}\theta^4 - \frac{13}{29937600}\theta^6\right) \end{aligned} \quad (20)$$

2.1.3 Extended Kalman Filter(EKF)

칼만 필터(Kalman Filter)는 잡음을 포함한 역계의 상태를 추정하는 재귀식 필터로, 본 연구에서는 비선형 시스템에도 사용될 수 있는 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 사용하여 시스템 식별을 수행한다. w 와 v 는 잡음 특성으로 백색 가우시안 잡음(White Gaussian noise)로 가정하며, 시스템 모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x_k &= f(x_{k-1}, u_{k-1}) + \Gamma\omega_{k-1} \\ y_k &= h(x_k) + v_k \end{aligned} \quad (21)$$

칼만 필터를 통한 시스템 식별은 추정해야 할 매개 변수가 칼만 필터의 상태변수로 확장되기 때문에 시스템의 차수가 커진다. 추정 할 변수는 시스템의 상태변수나 공력 계수 등 다양하게 설정할 수 있지만, 본 연구에서는 단일 틸트윙 무인기 수직모드의 선형 상태공간식 A, B 행렬을 시스템 식별 변수로 설정한다⁽²⁾. 모델링을 통해 획득한 상태공간식의 구조는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -9.81 \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\theta \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

시스템 식별을 위한 상태변수의 개수는 총 15개가 된다.

$$[u \ w \ q \ \theta \ X_u \ X_w \ Z_u \ Z_w \ Z_q \ Z_\theta \ Z_{\delta_c} \ M_u \ M_w \ M_q \ M_{\delta_c}]^T \quad (23)$$

위 식을 이산 시간으로 표현하면 다음과 같다.

$$f(x, u) = \begin{bmatrix} u + T(X_u u + X_w w - 9.81\theta) \\ w + T(Z_u u + Z_w w + Z_q q + Z_\theta \theta + Z_{\delta_c} \delta_c) \\ q + T(M_u u + M_w w + M_q q + M_{\delta_c} \delta_c) \\ \theta + Tq \\ X_u \\ X_w \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (24)$$

자코비안을 통해 구한 행렬 F 는 다음과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} 1+TX_u & TX_w & 0 & -9.81T & T_u & T_w \\ TZ_u & 1+TZ_w & TZ_q & TZ_\theta & 0 & 0 \\ TM_u & TM_w & 1+TM_q & 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & T & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & & & & & & \ddots \end{bmatrix} \quad (25)$$

상태변수를 측정 영역으로 변환하는 행렬 H 는 선형식으로 표현할 수 있으며, 기존 상태변수 u, w, q, θ 를 측정가능 변수로 지정한다.

2.2 시스템 식별 결과

2.2.1 가상 비행데이터 생성

연구용으로 제작된 단일 틸트윙 무인기에는 자세 추정을 위한 자세 및 방위 기준 장치 (Attitude and Heading Reference System, AHRS)와 위치 추정을 위한 위성 항법 장치 (Global Positioning System, GPS)를 활용할 수 있다. 가상 비행데이터 생성을 위한 잡음 합성에는 두 센서의 특성이 반영되며, 카탈로그에 명시된 수치는 Table 1~3과 같다.

센서를 통해 획득한 데이터는 시스템 식별에 바로 활용할 수 없고, 좌표변환 및 단위환산이 수반된다. 시스템 식별에 필요한 데이터는 AHRS를 통해 기체의 자세와 각속도를, GPS를 통해 질점의 수평면 속도와 수직 속도를 획득한다고 가정한다. 필요에 따라 정확한 기수방위 획득을 위한 자력계(Magnetometer)나 대기속도 추정을 위한 피토크관(Pitot tube)이 추가로 사용된다.

Table 1. AHRS measurement performance

AHRS	Performance	Remark
Roll/Pitch (Dynamic)	2.0° RMS	Depends on sensors options
Heading (Dynamic)	2.0° RMS	Homogenous magnetic field

Table 2. GPS measurement performance

GNSS Receiver	Performance	Remark
Single Point L1	1.5 m RMS	
Velocity Accuracy	0.03 m/s RMS	

Table 3. Gyroscope measurement performance

AHRS (Gyroscopes)	Performance	Remark
Non-linearity	< 0.05 %	% of full scale
Initial bias error	± 0.5 °/s	Over temperature range
Noise density	0.05 °/s/√Hz	
Bandwidth	240 Hz	1k Hz gyroscopes coning integral

GPS를 통해 획득한 질점의 수평면 속도 V_{xy} 와 수직 속도 V_z 를 동체 좌표계의 속도 성분 u, v, w 로 변환하기 위해서 다음과 같은 수식이 고려된다⁽⁶⁾.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \cos\psi \times V_{xy} \\ \dot{y} &= \sin\psi \times V_{xy} \\ \dot{z} &= -V_z \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\theta S_\theta C_\psi - C_\theta S_\psi & C_\theta S_\theta C_\psi + S_\theta S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\theta S_\theta S_\psi + C_\theta C_\psi & C_\theta S_\theta S_\psi - S_\theta C_\psi \\ -S_\theta & S_\theta C_\theta & C_\theta C_\theta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (27)$$

$(C_\theta \equiv \cos\theta, S_\theta \equiv \sin\theta)$

u, v, w 의 오차가 GPS의 속도 측정 오차 범위인 0.03 m/s RMS와 동일하지 않으며, 좌표변환 과정에서 증감하게 된다. 또한 자세 측정 오차가 고려하면 오차 범위는 더욱 예측하기 어려워진다. 본 논문에서는 오차의 범위를 예상하기 위해 시스템 식별 데이터를 획득하기 위한 비행시험 시 가능한 기체의 기동 범위를 설정하고, GPS와 AHRS의 오차를 고려했을 때, u, v, w 의 최대, 최소 오차를 최적화 알고리즘을 통하여 산출했다. 가상 비행데이터 생성에는 최대오차를 고려한 백색 가우시안 잡음(White Gaussian noise)을 합성하였다. GPS, AHRS 오차와 u, v, w 의 최대, 최소 오차범위를 Table 4에 정리하였다. 자이로스코프의 오차는 출력 필터 설정에 전적으로 달려있기 때문에 잡음 밀도(Noise density)로 표현한다. 잡음 밀도는 대역폭의 제곱근 단위당 노이즈로 정의되며, 출력률(Output rate)의 제곱근을 곱하여 deg/s RMS 단위로 환산할 수 있다. CNUX-3 무인기는 100 Hz 의 출력률을 갖으며, 합성되는 잡음은 Table 5와 같다.

본 논문에서는 가상 비행데이터 생성을 위해 단일 틸트링 무인기의 선형 모델에 설계된 입력

Table 4. Computed maximum/minimum error

	Range	$u(\text{min})$	$u(\text{max})$	$w(\text{min})$	$w(\text{max})$
$V_{xy}(\text{m/s})$	± 30	0.128	-16.579	0.013	29.992
$V_z(\text{m/s})$	± 10	0.007	9.982	-0.063	9.948
$\phi(\text{deg})$	± 10	1.923	6.533	9.311	7.338
$\theta(\text{deg})$	± 30	-2.463	12.48	14.219	17.671
$\psi(\text{deg})$	± 10	2.73	9.782	2.48	-1.269
Error (RMS)		0.008	0.153	0.006	0.376

Table 5. Noise intensity for each parameter

u	Velocity Accuracy 0.15 m/s RMS
w	Velocity Accuracy 0.37 m/s RMS
q	Gyroscope Noise Density 0.05 °/s/√Hz × √Output Rate 100 Hz × Gyroscope Non-linearity 0.05% RMS
θ	AHRS Pitch Accuracy 2° RMS

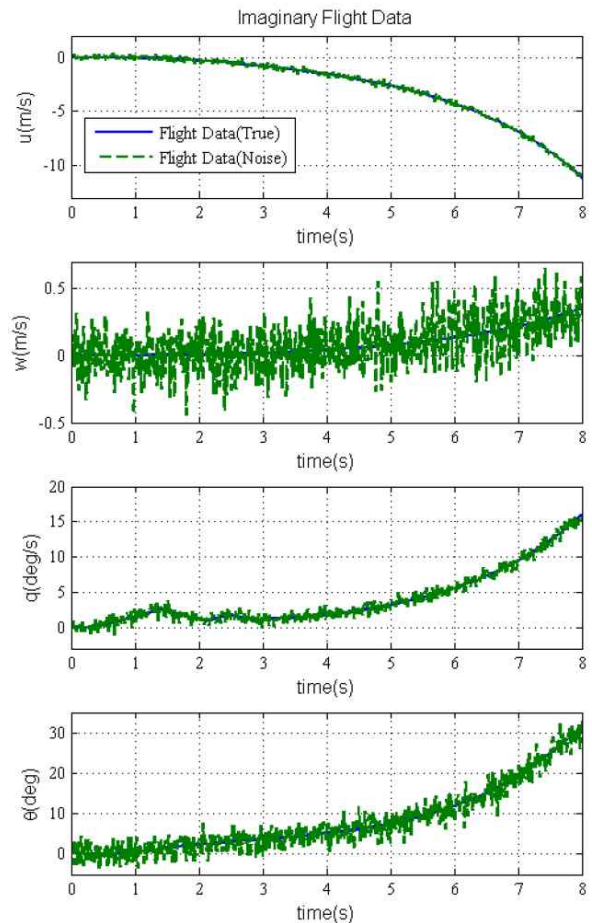


Fig. 2. Virtual Flight Data

을 가진하여 참 값을 만들고, 센서 특성을 고려한 잡음을 Fig. 2와 같이 합성하였다.

2.2.2 설계변수 및 성능지수 지정

설계변수는 데이터 구간과 주파수 영역을 사용한다. 데이터 구간은 발산하는 경향을 보이는 단일 틸트윙 무인기의 특성 상 u, w, q, θ 값이 적정 범위를 벗어나지 않도록 설정하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 데이터 범위를 시간으로 구분하여 입력을 가진하기 직전을 0초, 시스템 식별을 수행할 구간의 마지막 시간을 T 초로 정의하고, T 를 설계변수로 지정한다. 실제 시스템 식별 데이터 획득을 위한 비행시험 시 자유 기동을 오래 방치하면 회복 불가능한 상황에 빠질 수 있다. 본 연구를 통해 기체 손실 우려가 없는 범위 내에서 최적의 시스템 식별 성능을 낼 수 있는 자유 기동 시간을 유추할 수 있다. 시간 영역 데이터를 주파수 영역 데이터로 바꾸기 위한 푸리에 변환 시, 관심 주파수 영역에 한정하여 푸리에 변환을 수행한다. 단일 틸트윙 무인기의 시스템 특성으로 인해 나타나는 주파수를 제외한, 잡음에 해당하는 고주파를 제거하여 대역 필터와 유사한 효과를 보인다. 하지만 대역 필터에 발생하는 시간 지연 현상이 발생하지 않기 때문에 우수한 시스템 식별 성능을 보인다. 관심 주파수 영역의 최소 주파수는 $0.1rad/s$ 로 지정하고, 최대 주파수 f_n 과 분해능 Δf 를 설계변수로 지정한다.

시스템 식별 결과가 참 값을 잘 추종하는지 수치적으로 나타내기 위해 성능지수를 설정한다. 본 논문에서는 성능지수의 값을 다음과 같이 구하였다.

$$J = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{n=1}^M (x_{true}(n) - x_{ID}(n))^2} \quad (28)$$

$$(M = \frac{T}{0.01} + 1)$$

2.2.3 고정밀 푸리에 결과 비교

고정밀 푸리에 변환은 유한 푸리에 변환보다 성능지수가 우수할 것으로 예상되었지만, 조건에 따라 다른 결과가 나타났다. 적절한 주파수 영역 설정을 통해 고주파가 충분히 배제되면 유한 푸리에 변환보다 고정밀 푸리에 변환이 좋은 성능지수를 보이지만, 잡음이 심할 경우 오히려 안좋은 결과를 보이거나 의미 없는 성능지수가 나타났다. 보간법을 통해 푸리에 변환의 정밀도를 향상 시켰지만 잡음의 영향에 상대적으로 취약해진 것으로 판단된다. 따라서 최적화 기법을 통해 적절한 성능지수를 갖는 주파수 영역을 설정할 필

Table 6. Cofiguration Parameters

구분	T	Δf	f_n	J
FFT	8	0.3	12	0.4918
HFT	8	0.3	12	0.2676

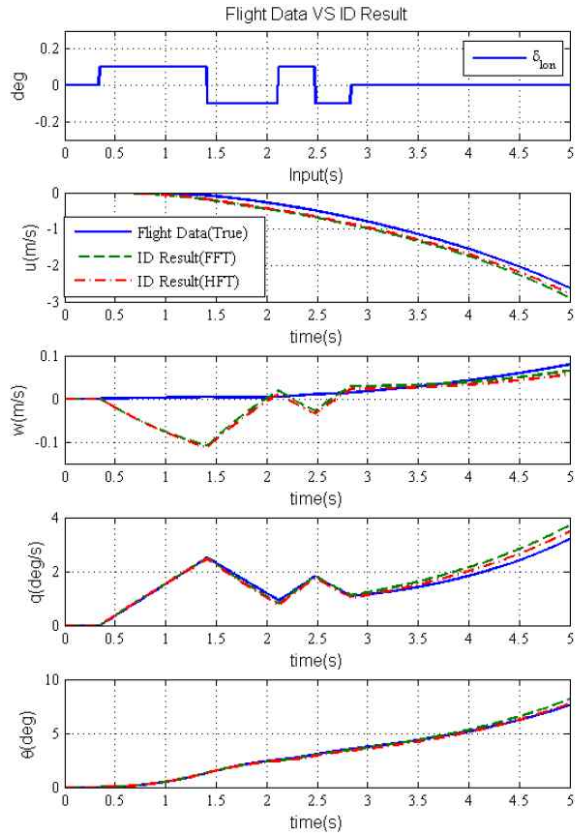


Fig. 3. FFT/HFT System Identification Result

요가 있다. 성능지수의 비교를 위해 잡음을 충분히 제거할 수 있는 적정 설계변수를 설정하고, 이 때 푸리에 변환과 고정밀 푸리에 변환의 성능지수를 비교하였다. 설계변수의 값과 시스템 식별 결과는 Fig. 3과 같다. 가시성을 위해 5초까지의 시뮬레이션 결과를 비교하였다.

유한 푸리에 변환과 고정밀 푸리에 변환 모두 비교적 참 값을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다. w 의 경우 노이즈 합성이 다른 변수에 비해 크기 때문에 상대적으로 결과가 좋지 않으나, 입력 가진 이후인 3초 이상에서는 비교적 잘 추종하는 것을 확인했다. 고정밀 푸리에 변환은 상대적으로 계산량이 증가하지만, 성능지수와 참 값과의 오차를 확인하면 같은 설계변수 값에서 유한 푸리에 변환보다 더 적은 오차를 갖는 것을 확인할 수 있다. 하지만 w 의 경우 오히려 고정밀 푸리에 변환이 더 좋지않은 결과를 보였다. 이는 센서 특성을 고려한 노이즈 합성 시 w 가

가장 큰 측정 잡음을 가정했기 때문에 나타난 결과로 판단된다. 각 변수 별로 독립적인 성능지수 및 설계변수를 적용하면 더 좋은 결과를 보일 것으로 기대한다.

2.2.4 시간 구간 설계 결과 비교

동적 불안정 경향을 보이는 단일 틸트링 무인기의 특성 상 설계변수 T 가 커질수록 u, w, q, θ 값의 증가량이 기하급수적으로 커진다. 또한 시스템 식별 결과와 참 값의 오차 역시 T 가 커질수록 기하급수적으로 증가하는 경향을 보인다. 그렇기 때문에 유효한 시스템 식별 결과가 나왔어도 T 를 지나치게 크게 잡으면 성능지수가 좋지 않을 것으로 예측할 수 있다. 설계변수 T 를 각각 8과 12로 설정하여 시스템 식별을 수행하고, 가시성을 고려해 5초까지의 결과만 Fig. 4의

Table 7. Design Parameters

	T	Δf	f_n	J
HFT	8	0.3	15	0.2676
HFT	10	0.3	15	0.3790

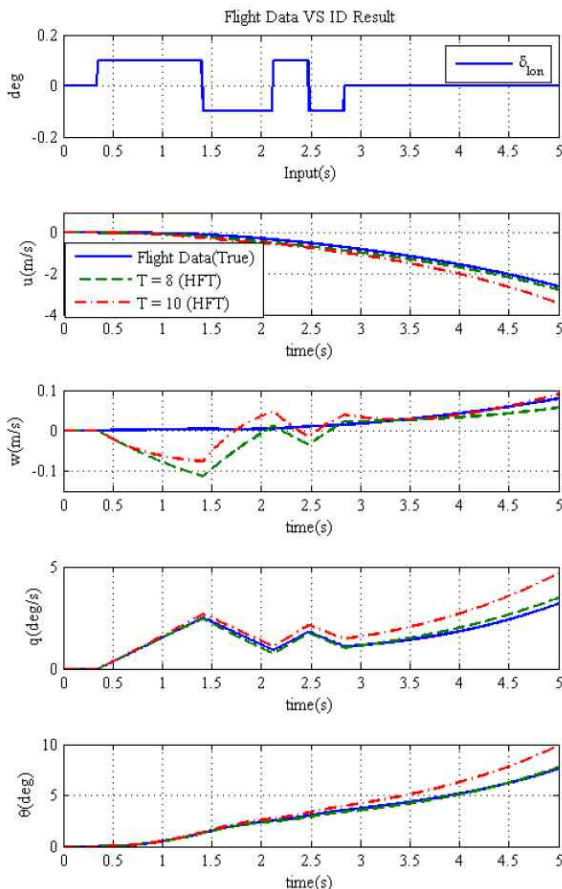


Fig. 4. Effect of Final Time to System Identification

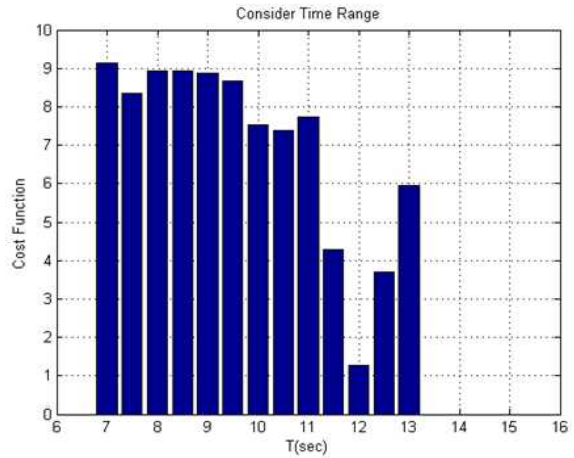


Fig. 5. Cost function values by final time

그래프를 통해 비교하였다.

T 값을 제외한 설계변수를 동일하게 설정하고 고정밀 푸리에 변환을 통해 시스템 식별을 수행하였을 때 상이한 성능지수가 나타났다. 예측과 유사하게, 입력을 가진 후 T 값이 큰 경우에 발산하는 경향이 더 급격하게 나타나며, 작은 T 값에서 성능지수가 상대적으로 좋게 나왔다. 하지만 시스템 식별의 결과가 참 값을 유사하게 추종하는지를 판단하기 위해서는 단순히 성능지수만으로 결론지을 수 없다. 설계된 입력을 가진 뒤의 기체 기동을 유사하게 추종하는지 확인해야 되기 때문에 설계된 입력에 따라 T 의 최소값에 제한을 둘 필요가 있다. 추종성을 확인할 수 있다고 볼 수 있는 최소 T 를 가진 입력의 2배 시간으로 정의하고 T 를 7~15초로 변화시키면서 성능지수를 확인했다. 성능지수 J 는 오차의 크기를 표준화한 값으로 작을수록 최적화 된 값이지만, 도표의 가시성을 위해 본 논문에서는 역성능지수(Inverse cost function)를 제시하였다. 성능지수 10 이상은 의미 없는 결과로 판단하여 $10 - J$ 를 역성능지수로 설정하고, 이를 그래프로 나타내면 Fig. 5와 같다. 그래프에서 보는 바와 같이 주파수 영역의 설정에 따라 대체로 예측 결과와 유사한 경향을 확인했다. 12초 이후 성능지수가 다시 좋아졌으나, 14~15초에서는 성능지수 J 가 10보다 크게 나와 시스템 식별에 실패했다고 볼 수 있다. 경향은 예측 할 수 있으나 절대적인 지표로 볼 수 없기 때문에 설계변수 T 를 주요 변수로 지정하고 최적화 값을 산출할 필요가 있다.

2.2.5 주파수 영역 설계 결과 비교

주파수 영역은 관심 주파수 영역을 지정하는

설계변수 $\Delta f, f_n$ 을 통해 설계된다. 관심 주파수 영역을 제한하여 푸리에 변환을 수행하는 주파수 영역의 시스템 식별 기법은, 대역 필터와 유사하지만, 시간 지연으로 인한 영향을 고려했을 때 큰 장점을 갖고 있다. 주파수 영역의 설계변수는 최대 주파수 영역 f_n 과 분해능 Δf 두 가지로 정의한다. 최대 주파수 영역은 단일 킬트윙 무인기의 고유 주파수를 해치지 않는 범위 내에서 고주파 잡음을 제거할 수 있도록 설계한다. 데이터 범위 T 를 고정하고 주파수 영역 설계변수 두 가지를 조정하였을 때 성능지수를 비교한 결과는 Fig. 6과 같다. 2가지 설계변수를 함께 나타내기 위해 3차원 그래프로 표현하였으며, 성능지수 3 이상은 의미 없는 결과로 판단하여 3-J의 역 성능지수 그래프로 나타냈다.

성능지수에 영향력이 큰 변수는 최대 주파수 영역 f_n 으로, 값이 작을수록 좋은 시스템 식별 결과를 보였다. 단일 킬트윙 무인기의 시스템 특성을 해치지 않는 최소 f_n 의 값은 2rad/s 로 추측되며, $2 \sim 12\text{rad/s}$ 로 변화시켰을 때 대체로 최대 주파수 영역을 작게 잡을수록 성능지수가 좋게 나오는 것을 확인했다. 이는 잡음에 의한 고주파가 적절히 배제된 것으로 보이며 예측 결과와 유사함을 알 수 있다. 반면 분해능 Δf 은 f_n 에 비해 성능지수에 대한 영향이 크지 않다. 분해능을 $0.02 \sim 0.3$ 까지 0.02 단위로 증가시키며 성능지수를 확인했지만, 수치적으로 큰 차이가

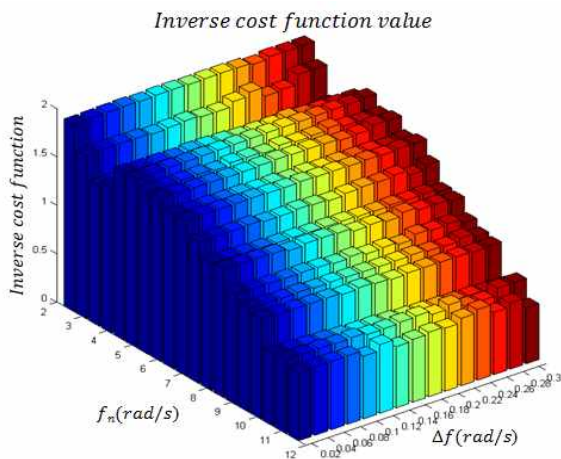


Fig. 6. Cost function by frequency band design

Table 8. Parameters for Frequency band design

Parameter	T	Δf	f_n
Value	7	0.02 ~ 0.3	2 ~ 12

발생하지 않았다. 또한 특별한 경향성을 보이지 않기 때문에 최적화 알고리즘을 통해 적절한 값을 찾도록 하였다.

2.2.6 최적화 값 산출

설계변수의 조정은 실험자의 직관에 의해 값을 선정하여 입력하는 아날로그 매칭 방식도 있지만, 컴퓨터 계산 능력의 향상과 효율적인 최적화 알고리즘의 개발로 지정한 성능지수를 최소화하는 설계변수를 찾을 수 있다. 단일 킬트윙 무인기의 시스템 특성을 분석하고 아날로그 매칭을 통해 유효한 시스템 식별 결과를 얻을 수 있는 설계변수의 범위를 특정지어 최적화 알고리즘 구동한다. 각각의 트림점에 3211 multi-input과 doublet을 가진 가상 비행데이터의 최소 성능지수를 갖는 설계변수는 Table 9, 10과 같다.

2.2.7 칼만 필터 결과 비교

칼만 필터를 통한 시스템 식별은 초기 값 설정에 의한 성능지수의 영향이 가장 크다. 적절한 성능지수를 갖는 초기 값을 산출하기 위해 각 변수를 아날로그 매칭을 통해 조정하는 방법이 있

Table 9. Optimization design parameter by multi-input

Multi-input	Parameter Boundary			Parameter Value			
	T	Δf	f_n	T	Δf	f_n	J
$u=0$	10~20	0.02~0.3	2~20	11.3 85	0.16 5	5.76 6	0.18 27
$u=6$	15~25	0.02~0.3	2~20	15.5 7	0.07 7	3	0.17 92
$u=9$	10~20	0.02~0.3	2~20	16.0 63	0.12 2	8.99 3	0.36 09

Table 10. Optimization design parameter by doublet

Doublet	Parameter Boundary			Parameter Value			
	T	Δf	f_n	T	Δf	f_n	J
$u=0$	1.5~15	0.02~0.3	2~20	2.70 9	0.28 4	10.3 6	0.08 46
$u=6$	5~20	0.02~0.3	2~20	12.0 86	0.23 3	4.45 9	0.14 02
$u=9$	4~12	0.02~0.3	2~20	8.83 6	0.29 7	9.50 8	0.54 51

Table 11. Optimization initial values

변수	값	변수	값
X_u	1.368	Z_{δ_c}	1.45
X_w	-0.79	M_u	1.08
Z_u	0.535	M_w	0.868
Z_w	-0.956	M_q	1.094
Z_q	0.192	M_{δ_c}	1.99
Z_θ	-0.053	J	0.2489

지만, 유효한 성능지수를 갖는 11개 변수의 초기 값을 찾기는 쉽지 않다. 때문에 칼만 필터를 통한 시스템 식별 역시 MEEM과 동일하게, 성능지수를 최적화하는 최적화 알고리즘을 통해 가장 좋은 성능지수를 갖는 초기 값을 산출한다⁽²⁾. 결과는 Table 11과 같다.

시스템 식별 결과를 참 값과 비교하면 유사하게 추종하는 것을 확인할 수 있다. 하지만 최적화 된 초기 값에 의한 성능지수 J 는 0.2489로, 2.2.6에서 주파수 영역의 시스템 식별 기법인 MEEM을 통한 최적 성능지수 0.1827보다 낮은 성능을 보였다. 본 기법에서는 시간영역 자료가 많을수록 좋은 결과를 보이게 되나, 불안정한 수

직모드의 특성상 충분한 데이터 획득이 어려우며, 약간의 시간지연으로 인해 추종 성능이 좋지 않은 것으로 판단된다. 칼만 필터는 시간영역에서의 시스템 식별 기법으로 초기 값의 영향과 시간 지연 효과가 주요 변수로 작용한다. 본 연구에서 수행된 가상의 비행데이터 시스템 식별 결과에서는 시간 지연 현상은 가시화 될 정도로 발생되지 않았지만, 초기 값 문제는 매우 민감한 사항으로 대두되었으며, 초기값 설정을 잘 해 줌으로써 해의 수렴도와 정확도를 기할 수 있음을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 신개념 무인항공기인 단일 틸트wing 방식 무인기의 수직모드 시스템 식별 기법에 대한 연구를 수행했다. Modified Equation Error Method(MEEM)와 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 이용한 시스템 식별이 단일 틸트wing 방식 무인기의 수직모드 시스템 식별에 적합한 기법임을 검증했다. 시스템 식별 성능을 향상시키기 위해 단일 틸트wing 무인기 수직모드 시스템 식별에 고정밀 푸리에 변환을 적용했다. 3차 라그랑지 다항 보간법(Cubic Lagrange polynomial interpolation)을 활용하여 푸리에 변환의 정밀도를 향상시키는 방법으로, 시스템 식별의 성능지수를 최적화 하였다. 하지만 관심 주파수 영역에 대한 조건이 좋지 않으면 일반 푸리에 변환보다 성능지수가 악화될 수 있음을 확인하였다. 적용 데이터 범위와 관심 주파수 영역을 설계변수로 지정하고 각각의 설계변수가 시스템 식별 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 가장 지배적인 영향은 최대 관심 주파수 영역인 f_n 으로 고주파를 제거하는 역할을 한다. 최적화 알고리즘을 통해 설계변수의 적정 범위 안에서 가장 좋은 성능지수를 갖는 설계변수 값을 획득했다. 또한 시간 영역의 시스템 식별 기법으로 칼만 필터 방식을 선정하여 주파수 영역의 시스템 식별 기법 MEEM과 비교하였다. 칼만 필터 시스템 식별도 최적화 알고리즘을 통해 적정 초기 값을 산출하여 좋은 성능지수를 보였지만, 단일 틸트wing 방식 무인기의 시스템 식별에는 고정밀 푸리에를 적용한 MEEM 기법이 가장 적절함을 확인하였다. 또한 실제 비행시험을 통한 데이터 획득 시 고려해야 될 사항을 분석하였다. 단일 틸트wing 무인기의 불안정한 수직모드 특성 상 입력 가진 후 자유기동을 장시간 유지할 경우 발생할 수 있는 기체 손실 위험성을 최소화 하고,

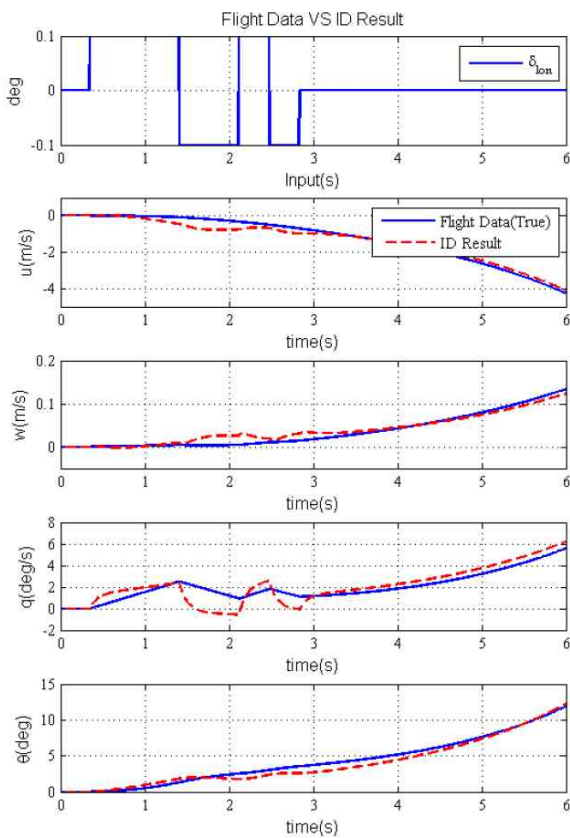


Fig. 7. System identification result by EKF

충분한 시스템 식별 결과를 획득하기 위해 효과적인 시간구간을 분석하였다. 본 연구의 결과는 단일 틸트윙 방식 무인기의 효과적인 시스템 식별 및 비행시험 기법을 정립하는 데 기여할 것으로 기대된다. 추후 CNUX-3의 비행시험을 통해 시스템 식별을 위한 데이터를 획득하고, 본 논문에서 검증한 기법을 활용하여 정확한 시스템 모델을 획득하겠다.

References

- 1) Bang, K. H., Kim, N. K., Hong, C. H., and Suk, J. Y., "Parameter Estimation of a Small-Scale Unmanned Helicopter by Automated Flight Test Method," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 14, No. 9, 2008.9, pp.916~924.
- 2) Han, Y. S., Sin, J. H., Kim, Y. D., and Kim H. J., "UAV System Identification in Time Domain and Frequency Domain," *Proceeding of the KSAS conference*, 2007.11, pp.1235~1238.
- 3) Morelli, E. A., "Real-time parameter estimation in the frequency domain," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 5, 2000, pp.812~818.
- 4) Morelli, E. A., Identification of Low Order Equivalent System Models from Flight Test Data, NASA TM-2000-210117, NASA Langley Research Center, VA, 2000.
- 5) Morelli, E. A., High Accuracy Evaluation for the Finite Fourier Transform Using Sampled Data, NASA TM-110340, NASA Langley Research Center, VA, 1997.
- 6) Robert, C. Nelson, Flight stability and automatic control, The McGraw-Hill Companies Inc., Singapore, 1998.
- 7) Hong, S. T., Jeong, J. I., Kim, S. K., Suk, J. Y., and Jung, J. H., "Longitudinal Flight Dynamics of a Single Tilt-wing Unmanned Aerial Vehicle," *Proceedings of ACA Conference*, Wurzburg, Germany, 2013.
- 8) Lee, Y. S., Suk, J. Y., and Kim, T. S., "A Flight Test Method for the System Identification of an Unmanned Aerial Vehicle," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 7, 2002.10, pp.130~136,
- 9) Oh, G. T., Park, C. U., Kim, M. G., Park, J. H., and Kim, Y. D., "Small UAV System Identification in Time Domain," *Proceeding of the KSAS conference*, 2012.4, pp.400~405.
- 10) Suk, J. Y., Lee, Y. S., Kim, S. J., Koo, H. J., and Kim J. S., "Lateral/Directional System Identification of an Unmanned Aerial Vehicle from Flight Tests," *Proceeding of the KSAS conference*, 2001.11, pp.952~955.