

무인항공기의 비행시험을 통한 세로 운동에 대한 파라미터 추정기법에 관한 연구

A Study on Aircraft Parameter Identification Schemes Applied to the Longitudinal Motion of Unmanned Aerial Vehicle

이혜원*, 성기정(항공우주연구원), 송용규(한국항공대학교)

1. 서 론

항공기의 비행시험을 통한 공력파라미터의 추정은 항공기 성능향상을 위한 설계 변경등과 관련하여 중요한 역할을 차지한다. 근래에는 하드웨어의 빠른 프로세서로 인해 실시간 파라미터 추정이 가능해지면서, 빠르게 수렴하는 추정 결과 때문에 항공기의 상태를 실시간으로 알 수 있는 장점을 갖고 있으며 고장진단과 같은 시스템 진단(system identification)을 빨리 할 수 있는 장점이 있다. [1, 2].

실시간 파라미터 추정기법에는 시간 영역에서의 추정기법과 주파수 영역에서의 추정기법으로 분류할 수 있는데, 시간영역에서의 추정기법은 일반적으로 최소자승(least square) 알고리즘을 이용함으로써, 추정 값의 수렴에 대한 강인성을 확보하고 계산량을 줄인다. 주파수 영역에서의 추정은 주파수의 영역을 임의로 취할 수 있으며, 항공기의 경우 강체 동역학 주파수가 저주파이기 때문에 고주파의 잡음이나 구조물 진동으로 인한 간섭을 제거할 수 있다[1].

본 논문에서는 소형무인항공기 비행시험을 통해 얻은 데이터를 추정하여 실시간 파라미터 추정기법인 순환 최소 자승법(Recursive Least Squares (RLS)) 국부 가중 회귀 분석법(Locally Weighted Regression (LWR)), 푸리에 변환을 이용한 파라미터추정법(Fourier Transform Regression (FTR)) 등의 실시간 파라미터 추정 기법을 검증하였으며, 소형무인항공기의 세로방향 운동에 대한 파라미터를 추정하였다. 또한 각각의 결과를 비교하고, 이를 바탕으로 소형무인항공기의 세로운동에 대한 동적 특성을 분석하였다.

2. 본 론

2.1 무인항공기의 수학적 모델링

무인항공기의 수학적 모델링을 위해서는 여러 가지 가정이 필요하다. 우선 항공기는 강체이고 고정된 동체 좌표계에 대해 운동하며 x-z평면에 대해 완전한 대칭을 이룬다고 가정한다. 연료소모에 의한 질량변화와 프로펠러 회전에 의한 모멘트, 공탄성 효과 및 압축성 효과는 무시한다. 중력은 지면을 향해 일정하게 작용하며, 공력계수 및 안정/조종 미계수들은 상수라고 가정한다.

파라미터 추정을 위한 무인항공기의 운동 방정식은 동체 좌표계를 이용하여 6개의 비선형 운동방정식으로 표현되며, 3개의 힘 방정식과 3개의 모멘트방정식으로 이루어진다.

$$\begin{aligned} m \ddot{x}_{cg} &= T + C_X \bar{q} S - m g \sin \theta \\ m \ddot{y}_{cg} &= C_Y \bar{q} S + m g \sin \phi \cos \theta \\ m \ddot{z}_{cg} &= C_Z \bar{q} S + m g \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_x) q r - I_{xz} p q &= \bar{q} S b C_l \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z) p r + I_{xz} (p^2 - r^2) &= \bar{q} S b C_m \\ I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + (I_y - I_x) p q - I_{xz} q r &= \bar{q} S b C_n \end{aligned} \quad (2)$$

각 운동 방정식의 계수는 세로 운동과 가로 운동에 대한 안정/조종 미계수들로 구성되며, 이를 이용하고 미소교란 이론을 적용하면 비선형 방정식을 선형으로 바꿀 수 있다. 이 때 가속도계의 위치는 무게 중심에 있다고 가정한다. 무인항공기의 세로운동에 대한 선형화된 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta T - m[\Delta a_x & - (z_{cg} - z_{ax})\Delta \dot{q} + (y_{ax} - y_{cg})\Delta \dot{r}] \\ = \bar{q}S[C_{X_\alpha}\Delta\alpha + C_{X_\alpha}\Delta\alpha & \\ + C_{X_\delta}\Delta\delta e + C_{X_q}\left(\frac{\bar{c}}{2V}\right)\Delta q] & \end{aligned} \quad (3)$$

$$m\{\Delta a_z + (x_{cg} - x_{ax})\Delta \dot{q} - (y_{az} - y_{cg})\Delta \dot{p} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} I_y\Delta \dot{q} = \bar{q}S\bar{c}[C_{m_\alpha}\Delta\alpha + C_{m_\alpha}\Delta\dot{\alpha} & \\ + C_{m_\delta}\delta e + C_{m_q}\left(\frac{\bar{c}}{2V_0}\right)\Delta q] & \end{aligned} \quad (5)$$

파라미터 추정은 위에서 언급한 세로운동 방정식의 안정/조종 미계수들을 구하는 것이며, 데이터를 이용하여 추정 알고리즘을 통해 파라미터를 추정한다[1, 3].

2.2 비행 시험

추정된 파라미터의 정확도와 신뢰도는 시스템의 응답에서 얻을 수 있는 결과 치에 크게 의존하므로 비행시험을 수행하기 위해 시스템의 적합성 여부와 경제성, 중량초과 등을 고려해야 한다.

본 논문의 비행시험 대상 무인항공기는 12kg급 소형 무인항공기로 간략한 제원은 표 1 과 같다.

표 1. 소형무인항공기 제원

길이	2.3 m		
자체 무게	7.82 Kg/(탑재중량 : 3.92Kg)		
엔진	YW 48cc		
	주 날개	수평 꼬리 날개	수직 꼬리 날개
에어포일	Clark Y	NACA 0010	-
날개 길이	250 cm	80 cm	36 cm
날개 면적	105 dm ²	21.6 dm ²	7.9dm ² (2)
가로세로비	5.95	2.96	1.68
MAC	43.7 cm	27 cm	22.7 cm

무인항공기에는 자동 비행 시스템 및 추정에 필요한 데이터를 얻기 위해 공력 데이터 측정기(air-data-boom), 압력변환기, AHRS (Attitude Heading Reference System) 등의 계측장비를 장착하여 비행시험을 수행하였다..

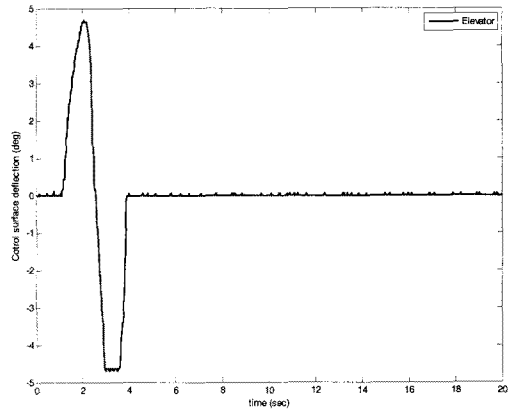


Fig. 1. Time histories of control inputs

세로방향 운동에서 파라미터 추정을 위한 비행 시험은 정상상태로 비행하는 무인항공기에 doublet 입력형태를 사용하여 승강기(Elevator)로 항공기가 적당한 기동을 하도록 인가하는 것이다. 기동 이후 조종간은 고정(stick fixed)하게 되는 형태로 Fig.1에 나타내었으며, 그에 따른 비행 상태를 Fig.2 에 나타내었다. 이때의 조종면에 대한 조종입력과 항공기 비행 상태에 대한 데이터는 자동비행컴퓨터에 기록하였다.

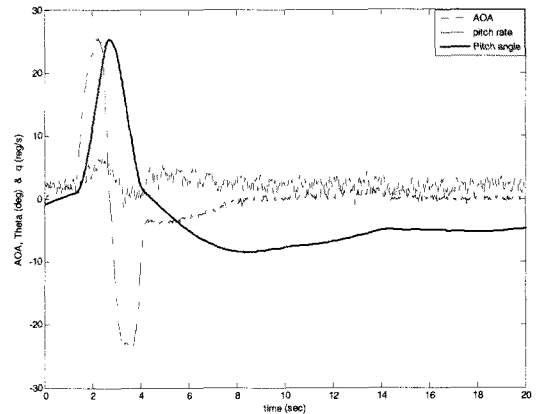


Fig. 2. Time histories of control maneuver 비행데이터는 50Hz로 기록하였으며, 파라미터 추정의 정확도와 신뢰도를 위해, 총 8번의 세로 운동에 대한 비행시험을 실시하였다.

8개의 비행 데이터 세트(flight data set)는 추정 기법을 적용하기 용이하도록 사전에 데이터 처리를 하였다.

2.3 파라미터 추정결과

세로운동 추정결과로 X축 병진운동과 관련된

파라미터 $C_{X_\alpha}, C_{X_{\delta_e}}, Z$ 축 병진 운동과 관련된 파라미터 $C_{Z_\alpha}, C_{Z_{\delta_e}}$, 그리고 Y축 회전운동과 관련된 파라미터 $C_{m_\alpha}, C_{m_\alpha}, C_{m_{\delta_e}}, C_{m_q}$ 로 8개의 파라미터로 나타낼 수 있다. 추정된 파라미터 결과를 각각 순환 최소자승법(RLS), 국부가중 회귀분석법(LWR), 푸리에 변환을 이용한 파라미터 추정기법(FTR) [1]을 적용하여 그 결과중 대표적으로 파라미터 $C_{m_\alpha}, C_{m_{\delta_e}}$ 를 Fig 3~4에 나타냈다.

항공기에 대한 세로운동 특성은 두 가지 진동 형태로 장주기 운동과 단주기 운동이 있다.[5] 단주기 운동은 단주기 동특성에 영향을 주는 수직방향과 피칭 모멘트 관점에서 필수적인 파라미터 위주로 추출하였다.

단주기 모드와 관련되는 C_{m_α} 는 스프링 계수와 같은 역할을 하며 세로안정성을 유지하기 위해 $C_{m_\alpha} < 0$ 의 범위가 되어야 한다. Fig 3에서 알 수 있듯이 $C_{m_\alpha} < 0$ 의 범위내로 수렴 하는 모습이므로, 단주기 모드가 안정하다는 것을 알 수 있다.

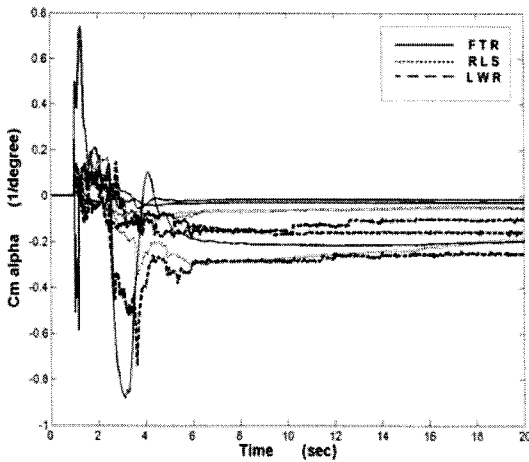


Fig. 3. Time history of the C_{m_α} estimates

피칭 댐핑 계수인 C_{m_q} 는 단주기모드에서 감쇠에 크게 영향을 미치며 장주기 모드에서 진동수에 영향을 미치는 값이다. C_{m_q} 도 세로방향의 안정성을 유지하기 위해서는 $C_{m_q} < 0$ 가 되어야 하는데, 확인한 결과 순환 최소 자승법과 국부가중 회귀 분석법의 경우 데이터에 따라 $C_{m_q} > 0$ 의 범위와 와 $C_{m_q} < 0$ 의 범위로 나누어 수렴하는 모습을 볼 수 있었지만, 푸리에 변환을 이용한 파라

미터 추정법의 경우 $C_{m_q} < 0$ 의 범위로 정확하게 수렴하는 모습을 확인 할 수 있다.

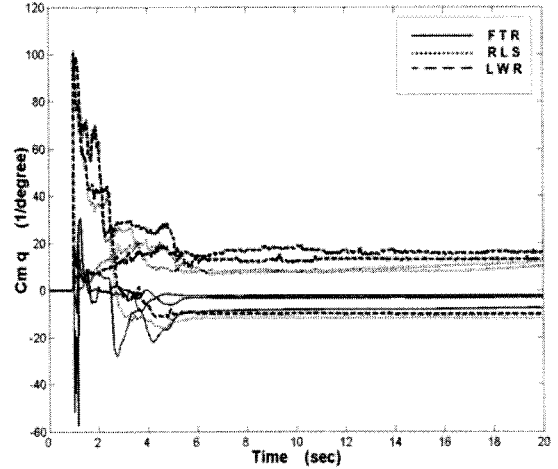


Fig. 4. Time history of the C_{m_q} estimates

일반적으로 푸리에 변환을 이용한 파라미터 추정법의 결과가 가장 신뢰성이 높았으며, 순환최소자승법의 결과가 상대적으로 신뢰성이 떨어졌다. 그 이유는 소형무인항공기의 구조적 진동 등으로 인한 계측 장비의 오차가 발생하여, 모든 데이터 정보를 계속 누적해서 계산하는 순환최소자승법 추정이 정확하게 수행되지 않았기 때문이라고 보여 진다.

반면에 푸리에 변환을 이용한 파라미터 추정은 위와 같은 고주파 잡음을 제거하면서 계산하므로 추정이 잘 되었음을 확인할 수 있었다.

이 수렴하는 값의 데이터 평균을 Table 3에 나타냈다.

Table 3. Comparison of parameters

파라미터	RLS	LWR	FTR
C_{X_α}	0.32754	0.14485	0.00043
$C_{X_{\delta_e}}$	-0.0171	1.0059	0.1887
C_{Z_α}	-0.1880	-0.42283	0.00606
$C_{Z_{\delta_e}}$	0.6178	0.13559	0.08912
C_{m_α}	-0.01414	-0.03695	-0.16123
$C_{m_{\delta_e}}$	-0.58476	-0.68098	-0.52428
C_{m_q}	-10.003	-11.245	-10.127

위의 측정된 결과 중 가장 안정된 추정을 갖는

FTR의 파라미터를 상태공간방정식에 적용하여 시뮬레이션을 시행한 결과 측정치와 동일한 경향을 갖는 것으로 보여 졌으며 이러한 결과를 Fig 5~6 에 나타내었다.

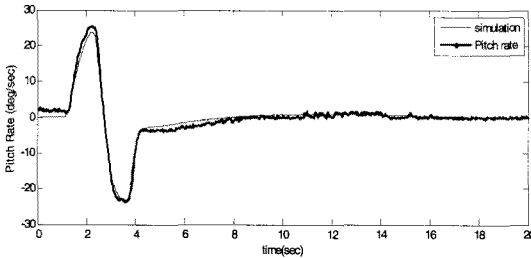


Fig. 5. Flight Simulation of Pitch Rate

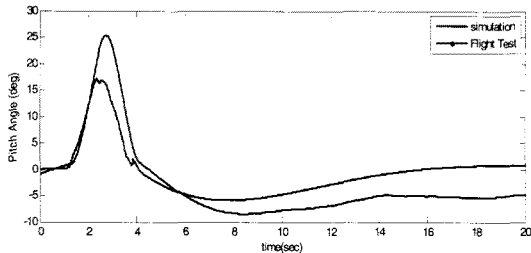


Fig. 6. Flight Simulation of Pitch Angle

3. 결 론

본 논문에서는 소형 무인항공기의 비행시험 데이터를 이용하여 항공기의 세로운동에 대한 파라미터를 추정하고 분석하였다.

승강기(Elevator)입력에 대한 항공기의 상태를 기록하고, 이 데이터를 이용하여 파라미터를 추정하였다. 순환 최소자승법, 국부가중 회귀분석법, 푸리에 변환을 이용한 파라미터 추정법 등의 실시간 추정기법을 이용하였으며, 각각을 비교한 결과, 푸리에 변환을 이용한 파라미터 추정이 다른 추정기법에 비해 신뢰성이 높은 것을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1) Song, Y. and Napolitano, M. R., "A Comparative Study of Real-Time Aircraft Parameter Identification Schemes Applied to NASA F/A-18 HARV Flight Data", Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2002, pp.180-188.

2) 송용규, 황명신, "비행시험 데이터로부터 항공기 파라미터의 추정에 관한 연구", 한국항공우주학회지 제26권 6호, 1998, pp.1-12.

3) R. C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, 1998, pp.96-127.

4) Stevens, B. L. and Lewis, F. L., "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons, 2003, pp.116-138.

5) Nelson, R. C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1998.