

# 칼만필터를 이용한 미사일 계수 추정

## Missile Parameter Identification Using Extended Kalman Filter

이 장 규\*

서울대학교 공과대학  
제어계측공학과

### 1. 서론

미사일과 같은 복잡한 시스템을 개발할 때 필수적으로 사용되는 도구가 컴퓨터 시뮬레이션 (Computer Simulation)이다. 시뮬레이션을 써서, 개발되는 미사일이 원하는 성능을 발휘할 수 있는지 확인하게 되며 일단 개발된 후에 미사일의 성능을 개선하고자 할 때 또한 개선할 곳을 알아 내고 어떻게 개선할 것인가 결정 지을 수 있다. 특히 미사일처럼 한번 실험하게 되면 못쓰게 되며 실험 때마다 막대한 경비가 드는 시스템은 값이 별로 안드는 시뮬레이션을 써서 충분히 시험을 해 보아야 한다.

그러한 컴퓨터 시뮬레이션은 미사일의 동특성을 정확히 묘사하는 미사일 모델을 중심으로 짜여지게 된다. 미사일 모델은 동력학적 계수 (Aerodynamic Coefficients)를 써서 운동방정식을 세움으로 만들어지며 어떠한 계수들을 선택할 것인가 그리고 선택된 계수들의 값을 어떻게 줄 것인가를 결정해야 된다. 이러한 계수의 선택과 값 결정이 모델링의 어려운 문제이고 시뮬레이션을 개발하는데 성패의 관건이 되는 것이다.

미사일 모델링은 보통 축소된 모형을 깎아 여러번의 풍동실험을 하여 그 계수들 값을 정하는 이른바 모형법을 사용한다. 그러나 실제 미사일이 대가중을 날을 때는 풍동실험에서 나타내는 특성과 약간 다르게 되며 또한 예기치 않았던 외계의 영향을 받게 되는데 모형법으로는 그러한 것을 보상에 줄 수가 없다.

그리하여 미사일 모델을 개발할 때에 우선 풍동실험으로 시초의 모델을 설정하고 비행실험에서 얻어진 데이터를 분석 이용하여 모델을 점차

개선해 나가야 될 것이다. 최근 이 분야의 연구가 활발히 진행되고 있으며 (1,2) 대표적인 방법으로는 Maximum Likelihood Technique (3) 이나 Extended Kalman Filter (4) (EKF)를 적용하는 것을 들 수 있다. 이 논문에서는 EKF를 이용하여 비행 데이터로부터 미사일 동력학적 계수를 추정해 내는 방법을 논의하고 그것을 실제 미사일에 적용시켜 얻은 결과를 보고하고자 한다.

미사일의 동력학적 계수를 추정하기 위해서는 우선 경험에 의하거나 또는 어떤 구조 추정법에 의거하여 일정한 수의 계수를 선정하여 그것과 미사일 운동방정식으로부터 나타나는 상태변수를 사용하여 미사일의 수학적 모델을 설정하여야 한다. 아울러 비행 데이터를 얻어낸 센서값들을 또한 같은 계수와 상태변수를 써서 모델링 한다. 모델링의 과정에서 외계의 고란, 모델링 오차, 센서오차등을 포함하게 되며 따라서 확률적 시스템이 구성된다.

이 시스템을 칼만 필터와 결합시켜 미리 선정된 계수 값들을 추정해 내는 것이다. 미사일과 센서의 수학적 모델에서 계수와 상태변수가 굵은 형식으로 나타나기 때문에 필연적으로 비선형 시스템을 구성하게 되며 따라서 선형 시스템에 적용되는 일반 칼만 필터를 사용할 수 없고 선형화 과정이 포함된 EKF를 사용하게 되는 것이다. 남은 절에서 미사일과 센서 모델에 대하여 기술하고 계수추정 결과에 대하여 설명하겠다. EKF에 대한 설명은 약하겠고 EKF를 포함한 구체적인 방법에 대한 구사는 참고문헌 (5)와 (6)을 참조하기 바란다.

## 2. 미사일의 수학적 모델

미사일의 가장 일반적인 수학적 모델은 자유도가 여섯인 6 DOF(Six Degree-of-Freedom) 모델이며 그것은 다음과 같은 12개의 상태변수를 포함하는 것이다.

- 미사일 항체에 딸린 세축(Missile Body Frame)으로 표시된 관성속도(세개의 상태변수)
- 관성축(Inertial Frame)으로 표시된 미사일 CG(Center of Gravity)의 위치(세개의 상태변수)
- 관성축에 대한 미사일 항체축의 회전 각속도(세개의 상태변수)
- 관성축과 미사일 항체축이 이루는 Euler Angles(세개의 상태변수)

위에 정의된 상태변수의 방정식은 미사일이 받는 힘과 모멘트를 표시하는 운동식으로부터 세울 수 있다. 이 운동식은 힘과 모멘트 각각의 동력학적 계수(Aerodynamic Coefficients)들로 이루어져 있으며 그것들은 다음과 같은 변수의 함수로 표시된다.

- Angle-of-Attack
- Sideslip Angle
- Mach Number
- Control Deflections
- Inertial Rotation Rates
- Angle-of-Attack and Sideslip Rates
- Total Relative Velocity Magnitude

힘과 모멘트를 나타내기 위한 계수는 위에 표시한 함수에 대하여 테일러 급수(Taylor Series)를 전개하여 얻어지며 그 수는 요구되는 모델의 정밀도 또는 추정가능도에 따라 결정되며 일반적으로 2차항 이내로 잡는다. 미사일 모델의 또 한가지 특성은 연료 소모에 따른 중심점(Center of Gravity) 변화를 고려해야 되는 것이다. 이 논문에서 쓴 모델은 구체적인 추진장치 모델을 포함하여 CG 변화가 고려되었다.

칼만 필터에 의하여 처리되어 질 비행데이터를 다음과 같은 센서로부터 얻고 그것을 나타내는 수학적 모델을 설정한다.

- 몸체에 부착된 비올 자이로(Body-fixed Rate Gyro)
- 몸체에 부착된 가속기(Body-fixed Accelerometer)

## • Angle-of-Attack and Sideslip 센서

가속기가 미사일의 중심점에서 벗어나 설치되어 있으므로 모델 방정식에서 그에 대한 보상을 해준다.

## 3. 계수추정 결과

앞에 설명한 수학적 모델에 맞는 EKF 알고리즘을 개발하여 연산하는 단거리공대공 미사일(Short-Range Air-to-Air Missile)의 계수를 추정하여 보았다. 비행데이터를 미사일의 자세안 모델로부터 컴퓨터에 의하여 얻었다. 이때 예측 할 수 없는 잡음을 적절히 가산시켰다. 추정하려는 계수의 초기치로는 풍동실험에서 얻은 값을 썼고 그 값의 25%를 표준편차로 잡았다.

센서로는 앞에서 언급한 자이로와 가속기를 미사일의 세축에 각각 부착하고 Angle-of-attack 센서( $\alpha$ -센서)와 Sideslip 센서( $\beta$ -센서) 도합 8개의 센서를 사용한 경우를 생각하였다. 센서의 측정 오차는 단거리공대공 미사일에 흔히 쓰이는 센서들의 대표적인 값을 사용하였고 데이터 샘플링 속도는 100Hz로 하였다.

미사일의 입력으로는 Pitch와 Yaw 방향의 Control Surface Deflection 각도 변화를 주어 Angle-of-attack와 Sideslip이 변화하도록 하였다. 사용한 Pitch Control 입력과 그에 따른 미사일 자세 변동을 그림1에 표시하였다. 추정하는 계수의 수는 11개, 20개, 36개등을 그쳤하였으며 전형적인 추정오차를 그림2에 표시하였다. 그림에서 점선으로 표시된 것이 추정오차의 시간적 변화를 나타내고 단선은 표준편차값을 나타낸다.

## 4. 결론

칼만필터를 써서 미사일의 계수를 추정한 예를 설명하고 결과를 도시하였다. 결과에서 보여준 바와같이 EKF가 미사일 계수 추정에 적절히 쓰일 수 있음을 알았고 빠른 시간안에 비행데이터에 맞는 계수를 추정해 낼 수 있었다.

이 연구에서 쓰인 비행데이터는 마하수(Mach Number) 변화가 거의 없는 비행구간의 짧은 부분을 나타내는 것이며 추정된 계수 또한 주어진 비행조건에만 해당하는 것이다. 일반적으로 미사일은 비행중 마하수 변화가 많게 되고 그것을 해결하기 위해서는 비행구간을 몇개로 쪼개어 그 각각의 경우에 대하여 계수 추정을 하여야만 할 것이다.

이러한 점으로 보아 칼만 필터를 사용한 계수 추정방법은 속도 변화가 심하지 않은 선박 또는 잠수함과 같은 항체에 훨씬 효과적으로 쓰일 수 있음을 알 수 있다.

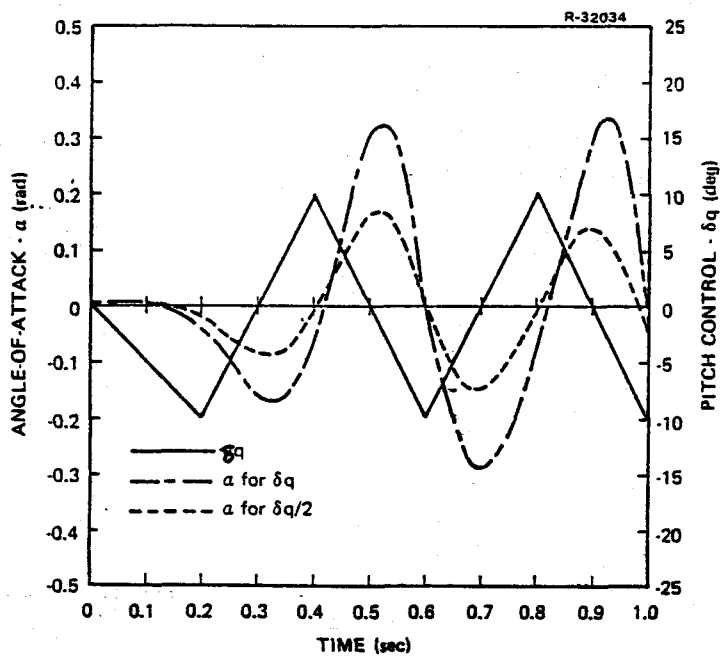
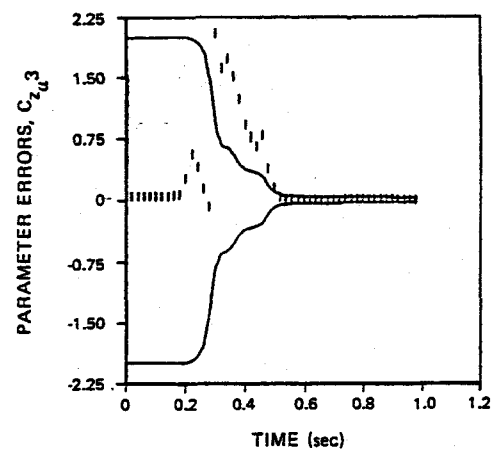
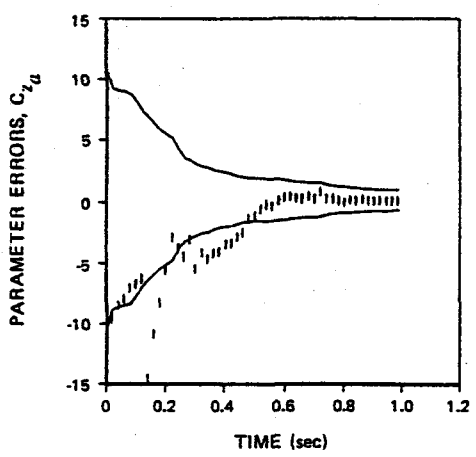


그림1. Angle-of-Attack Profile



PARAMETER ERRORS,  $C_{z_u2}$

PARAMETER ERRORS,  $C_{z_u3}$

그림2. 전형적인 추정오차

## 6. 참고 문헌

- (1) "Symposium on Parameter Estimation Techniques and Applications in Aircraft Flight Testing," Flight Research Center, Edwards, Calif., NASA TN D-7647, April 1974.
- (2) Rolf Iserman (ed.), "Special Issue-Identification and System Parameter Estimation," Automática, vol.17, No.1, January 1981.
- (3) W.E. Hall, Jr. and N.K. Gupta, "System Identification for Nonlinear Aerodynamic Flight Regimes," J. of Spacecraft, vol. 14, No.2, February 1977.
- (4) C.M. Brown, "An Extended Kalman Filter for Estimating Aerodynamic Coefficients," TASC, Report No. TR-636-1, December 1976.
- (5) J.E. Kain, C.M. Brown, Jr., J.G. Lee, S.Pallas, and E.S. Sears, "Missile Aerodynamic Parameter and Structure Identification from Flight test Data," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Palo Alto Calif., August 1978.
- (6) J.E. Kain and J.G. Lee, "GSRS Airframe Parameter Identification and Flight Test Design Procedures," TASC, Report No. TR-1456-1, May 1979.