

## 비행시험을 통한 항공기의 비선형 실속 운동시의 매개변수 추정

### Parameter Identification of the Nonlinear Stall Motion from Flight Test Data

°진 일 환\*, 황 명 신\*, 이 정 훈\*\*

\*한국항공대학 항공기계공학과(Tel:02-300-0108;FAX:3158-2191;E-mail:mshwang@hanul.hangkong.ac.kr)

\*\*대한항공 항공기술연구원(Tel:042-863-6846;FAX:042-863-6128)

**Abstracts** In this paper, we used the maximum likelihood method for 2-point aerodynamic model to determine the parameters of the ChangGong-91. Since the estimation from the flight test of real aircraft is the most reliable, we performed the flight test of ChangGong-91 to get the parameters such as velocity, height, 3 axis acceleration, 3 axis angular rate, pitch angle, angle of attack, temperature and so on. We recoded the flight test data in S-VHS tapes and stored them to personal computer using A/D(analog to digital) converter. Flight test was done in stall motion, and the acquired data was be processed with parameter identification method.

**Keywords** Parameter Identification, Flight test, Maximum Likelihood Estimation,

#### 1. 서론

비행시험 자료에서 공력 매개변수를 결정하는 것이 중요한 이유는 크게 다음과 같이 네 가지로 나눌 수 있다. 첫째, 이론적인 예측과 풍동에 의한 자료를 이해하고, 공력현상을 더 깊게 이해함으로써 항공기의 안정성과 조종성의 관계를 이해하는데 필요하다. 둘째, 실제 비행 환경에 대한 풍동의 강인성을 부여한다. 셋째, 더 좋은 안정성 증가 및 비행 조종 계통 요구 조건을 제공한다. 넷째, 실제 비행을 더욱 정확히 모사할 수 있는 시뮬레이터를 개발하는데 있어서 중요한 입력 자료로서 이용할 수 있다는 것이다.

항공기의 일반적인 가로 및 세로 운동은 6자유도의 선형 비행 운동 방정식으로 표현할 수 있고, 시뮬레이션이 가능하지만, 현대 항공기의 비행포위는 점점 더 고 받음각 쪽으로 확대되어 가고 있다. 이와 같은 영역에서, 항공기의 운동 방정식을 선형 운동 방정식으로 시스템을 근사화 하기에는 비정상 효과 때문에 어려움이 많다. 따라서 본 논문에서는 날개의 박리 점을 고려한 항공기의 비선형 실속 운동에 있어서의 운동 방정식으로 매개변수를 추정하고자 한다.

#### 2. 수학적 모델링과 추정 방법

##### 2.1 개요

비행시험은 목적에 따라 비행 방법과 측정 변수 및 요구하는 수준이 각각 다르고 그에 따라 측정하는 방법 또한 다양하게 되며, 본 논문에서 사용한 측정 장치는 다음과 같다.

- ◆ 자세자이로 (Attitude Gyro) : 수직 및 수평 자세
- ◆ 각속도 자이로 (Rate Gyro) : 3축 각속도 (p: Roll Rate, q: Pitch Rate, r: Yaw Rate) 측정
- ◆ 가속도계 (Accelerometer) : 3축 가속도 (Ax, Ay, Az)
- ◆ Load Cell과 Strain Gage : 조종력 측정

- ◆ 압력 변환기 (Pressure Transducer) : 비행속도 (u), 압력 고도 (Hp), 고도 변화율
- ◆ LDT (Linear Displacement Transducer) : 받음각 ( $\alpha$ ), 옆미끄럼각 ( $\beta$ ), 수평안정판, 수평안정판 탭, 방향키, 좌우 도움 날개의 변위 측정

이상의 측정 장치들을 이용하여 변환된 전압을 항공 내에 장착한 Tape Recorder에 기록하고, 이렇게 Tape에 저장된 자료는 비행 후 A/D Converter (Analog to Digital Converter)를 이용하여 원하는 샘플링 주파수의 디지털 신호로 변환시켜 컴퓨터에 저장하며, 이 논문에서는 50Hz로 추출한 자료를 사용하였다.

##### 2.2 날개 유동 박리 모델

대부분의 항공기 날개는 난류경계층을 갖는 거친 날개꼴을 갖는다. 이런 날개꼴에서, 유동의 박리는 주로 뒷전에서 시작하여, 받음각이 증가함에 따라 날개꼴의 앞전으로 이동하게 된다.

이런 형태의 유동 박리는  $\dot{\alpha} = 0.002 \frac{V}{C}$  정도의 받음각 변화율 이하에서 지배적으로 나타나며, 저속 항공기의 경우 실속을 포함하는 세로운동 동안 이런 한계를 초과하기란 힘들다. 고양력 비행 기동은 일반적으로 항공기의 비압축성 비행포위도 내에 존재하기 때문에 본 연구에서는 마하수의 영향은 무시한다.

비정상 상태를 고려하는 모델링에 대해서는 무차원 상태 변수 X가 필요하다. 이 X는 날개꼴 표면상의 이상화된 유동 박리점의 위치를 나타낸다 ( $0 \leq X \leq 1$ ). 유동이 표면에 부착된 유동일 경우  $X = 1$ , 유동이 완전히 박리 되었을 경우에는  $X = 0$  이 된다.

뒷전으로부터의 박리에 대한 Kirchhoff<sup>(1)</sup>의 이론 접근법에 의 해 날개의 양력을 받음각과 박리점 X의 함수로 나타내면,

$$C_L(\alpha, X) = C_{L_0} \left( \frac{1 + \sqrt{X}}{2} \right)^2 \alpha \quad (1)$$

$X = X_0(\alpha)$  인 정상 상태로 생각할 수 있는 신뢰 구간은 풍동 데이터 혹은 비행시험 자료에서 결정할 수 있고, 본 논문에서는 정상상태의 박리점을 이용하기로 한다.

## 2-point 공력 모델

비행시험 자료로부터 모델의 매개변수를 추정하기 위해서, 새로운동에 대한 완벽한 공기역학 모델이 필요하게 된다.

스포일러의 영향이나 추력의 간섭 같은 특별한 공기역학 효과를 무시하면 wing-body 부분에 대한 양력계수는 다음과 같이 모델링 된다.

$$C_{L,wb} = C_{L0} + C_{L\alpha,wb} \left( \frac{1+\sqrt{X}}{2} \right)^2 \cdot \alpha + C_{Lq,wb} \frac{qC}{V} + C_{L\dot{\alpha},wb} \frac{\dot{\alpha}C}{V} \quad (2)$$

미계수  $C_{L\alpha,wb}$ ,  $C_{L\dot{\alpha},wb}$  는 부착유동 ( $X=1$ ) 에 대한 비정상 양력의 영향을 나타낸다.

수평안정판 양력은 다음과 같다.

$$C_{L,s} = C_{L\alpha,s} \alpha_s + \frac{\partial C_{L,s}}{\partial \delta_t} \delta_t \quad (3)$$

내리흐름각 ( $\epsilon_t = \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha} \alpha$  :  $\alpha$  에 비례하는 것으로 가정) 과 동적 받음각 ( $\alpha_{dyn}$ ) 을 고려한 수평안정판의 받음각은 다음과 같다.

$$\alpha_s = \alpha + \delta_s - \epsilon_s + \alpha_{dyn} \quad (4)$$

단,  $\alpha_{dyn} = \tan^{-1} q r_s / V$

주날개의 박리가 꼬리날개의 내리흐름에 영향을 미칠 수 있다. 이 시간 지연  $\Delta t$  를 고려하면,

$$\epsilon_s = \frac{\partial \epsilon_s}{\partial \alpha} \alpha(t - \Delta t) + \frac{\partial \epsilon_s}{\partial X} \{1 - X(t - \Delta t)\} \quad (5)$$

$$\text{단, } \Delta t = \frac{r_t^*}{V}$$

주의의 양력과 수평안정판 양력의 합력,

$$C_L = C_{L,wb} + \frac{S_t}{S} C_{L,t} \quad (6)$$

전체 항력,

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{e\pi\lambda} C_L^2 + \frac{\partial C_D}{\partial X} (1 - X) \quad (7)$$

주의와 수평안정판에서 각각 결정된 양력을 가지고 항공기의 전체 피칭 모멘트를 계산할 수 있다.

## 유동 박리 함수의 근사식

정상 유동 박리점은 받음각의 비선형 함수이고 날개골의 형상에 따라 다르다.  $X = X_0$  에 식 (2-1) 을 이용하면 이 식은 실험을 통하여 통계적으로 구할 수 있다. 비행시험 자료로부터 추정하기 위하여  $\tanh$  함수에 기초를 둔 근사식으로 식 (8) 이

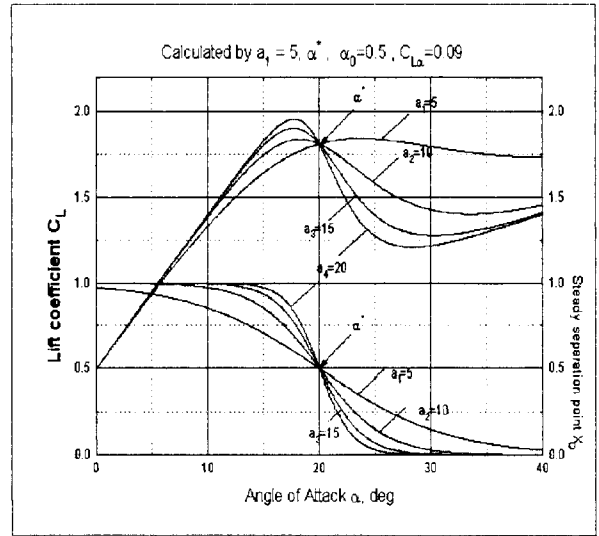


그림 1. 양력 계수와 유동 박리 함수의 근사화

Fig 1. The Approximation of the flow separation function and the lift coefficient

사용된다<sup>3)</sup>.

$$X_0 = \frac{1}{2} \{1 - \tanh(\alpha_1 \cdot (\alpha - \alpha^*))\} \quad (8)$$

실험에 의한 양력곡선과 그림 1을 비교함으로써 두 개의 변수  $\alpha_1$ ,  $\alpha^*$  를 구할 수 있으며, Hyperbolic tangent ( $\tanh$ ) 함수는 전체 구간에서 연속함수이므로 이 근사법을 추정 목적에 잘 활용할 수 있다.

## 2.3 항공기의 수학적 모델

본 논문에서 다루고 있는 항공기를 대략 그림 2 와 같이 나타낼 수 있다.

수학적 모델을 위한 기본 가정은 다음과 같다.

1. 항공기 동체는 공탄성효과를 무시하는 강체이다.
2. 이 비행기가 비행하고 있는 지구는 공간에 고정된 고정 좌표계이며, 지구 대기는 지구에 고정되어 움직이지 않는다.
3. 항공기의 질량은 동적 해석을 하는 임의의 시간 동안 변화하지 않는다.
4. 항공기는 지속적으로 비행하므로 공기의 압축성에 의한 변수들의 변화는 무시할 수 있다.
5. 동안정 미계수들은 상수이다.
6. 기준 비행 조건이 대칭적이다 ( $I_{xy} = 0$ ,  $I_{yz} = 0$ ).
7. 추력은 동적 해석을 하는 임의의 비행시험 동안 일정하다.
8. 초기 비행은 정상 비행 상태이다. ( $x$ ,  $z$  축 성분의 속도만 존재)
9. 각 상태(State) 들은 초기값에서 교란된 값이라고 볼 수 있다. (부분적인 미소교란 이론을 적용할 수 있다.  $p$ ,  $r$ ,  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $v$  는 매우 작은 교란으로 볼 수 있다.)

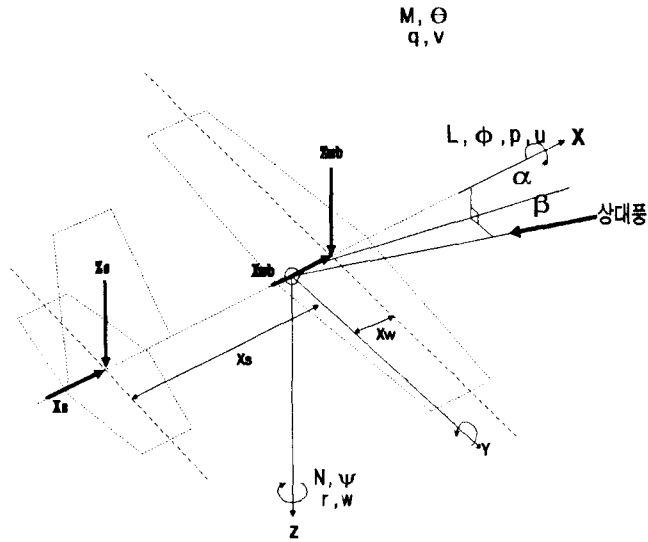


그림 2.. 항공기 작용력 모델  
Fig 2. Aircraft Force Model

기본적인 평형 방정식은 다음과 같이 나타난다.

뉴턴의 제 2 운동 법칙에 의해 힘의 방정식과 모멘트방정식 중에서 실속에 대한 매개변수 추정 문제는 종운동에만 관련된 것이므로 다음만을 고려하기로 한다.

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= m(\dot{U} + qW - rV) \\ \Sigma F_z &= m(\dot{W} + pV - qU) \\ \Sigma M &= \dot{Q}I_{yy} + PR(I_{xx} - I_{zz}) - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} \end{aligned} \quad (9)$$

양력, 항력과 추력을 중력과 분리하여 표시하면,

$$\begin{aligned} \Sigma F_x' &= \Sigma F_x - X_3 = m(\dot{U} + QW - RV) - X_3 \\ \Sigma F_z' &= \Sigma F_z - X_3 = m(\dot{W} + PV - QU) - Z_3 \\ \Sigma M &= \dot{Q}I_{yy} + PR(I_{xx} - I_{zz}) - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} \end{aligned} \quad (10)$$

단,  $X_3, Z_3$  는 Euler 좌표계에 따른 중력 성분

항공기 기체 운동은 임의의 초기 정상 비행 상태(첨자 0으로 표기)로부터 기체에 대한 교란의 결과(소문자)로 생각할 수 있다. 그러므로,

$$U = U_0 + u, \quad V = V_0 + v, \quad W = W_0 + w \quad (11)$$

$$P = P_0 + p, \quad Q = Q_0 + q, \quad R = R_0 + r$$

초기 상태가 정상 상태라면, 가정 8에 의해서

$$V_0 = P_0 = Q_0 = R_0 = \Phi_0 = \Psi_0 = 0 \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= m(\dot{u} + W_0q + wq + g \sin \theta_0 \cos \theta + g \sin \theta \cos \theta_0) \\ \Sigma F_z &= m(\dot{w} - U_0q - uq + g \sin \theta \sin \theta_0 - g \cos \theta \cos \theta_0) \\ \Sigma M &= \dot{q}I_{yy} \end{aligned} \quad (13)$$

주익과 수평안정판 힘을 구별하여 취급하기 위하여 2-Point Aerodynamic Model을 사용한다.

동체의 영향은 다른 요소에 포함된 것으로 가정한다면, 이 2-Point Aerodynamic Model은 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \Sigma F_x' &= X + T = X_{wb} + X_s + T \\ \Sigma F_z' &= Z = Z_{wb} + Z_s \\ \Sigma M &= M = -Z_{wb}x_w + Z_sx_s \end{aligned} \quad (14)$$

각 힘을 테일러 급수 전개하면,

$$\begin{aligned} X &= X_0 + \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial X}{\partial q} q + \frac{\partial X}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial X}{\partial w} w + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}} \dot{w} \\ &\quad + \frac{\partial X}{\partial \delta_s} \delta_s + \frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_s} \dot{\delta}_s + \frac{\partial X}{\partial \delta_f} \delta_f + \frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f \\ &\quad + \frac{\partial X}{\partial \delta_i} \delta_i + \frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i \\ Z &= Z_0 + \frac{\partial Z}{\partial u} u + \frac{\partial Z}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial Z}{\partial q} q + \frac{\partial Z}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial Z}{\partial w} w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \dot{w} \\ &\quad + \frac{\partial Z}{\partial \delta_s} \delta_s + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_s} \dot{\delta}_s + \frac{\partial Z}{\partial \delta_f} \delta_f + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f \\ &\quad + \frac{\partial Z}{\partial \delta_i} \delta_i + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i \\ M &= M_0 + \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{\partial M}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \dot{w} \\ &\quad + \frac{\partial M}{\partial \delta_s} \delta_s + \frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_s} \dot{\delta}_s + \frac{\partial M}{\partial \delta_f} \delta_f + \frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f \\ &\quad + \frac{\partial M}{\partial \delta_i} \delta_i + \frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i \end{aligned} \quad (15)$$

추력은 x-축 상에 존재하고 추력선과 이루는 각이 평행하다고 가정하고 가정 7을 적용하면,

$$T = T_0 + \frac{\partial T}{\partial u} u + \frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}} \delta_{rpm} \approx T_0 \quad (16)$$

정상 비행 조건은 다음과 같다.

$$X_0 - W \sin \theta_0 + T_0 = 0$$

$$Z_0 + W \cos \theta_0 = 0 \quad (17)$$

$$M_0 = 0$$

정상 비행 조건을 대입하고, 힘에 관한 식은 질량 m으로, 기울기 모멘트의 항은  $I_{yy}$ 로 나누면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{u} + W_0q + wq + g \sin \theta_0 (\cos \theta - 1) + g \sin \theta \cos \theta_0 \\ = X_u u + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_q q + X_{\dot{q}} \dot{q} + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_{\delta_s} \delta_s + X_{\dot{\delta}_s} \dot{\delta}_s \\ + X_{\delta_f} \delta_f + X_{\dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f + X_{\delta_i} \delta_i + X_{\dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i \\ \dot{w} - U_0q - uq + g \sin \theta \sin \theta_0 - g \cos \theta \cos \theta_0 \\ = Z_u u + Z_{\dot{u}} \dot{u} + Z_q q + Z_{\dot{q}} \dot{q} + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_{\delta_s} \delta_s + Z_{\dot{\delta}_s} \dot{\delta}_s \\ + Z_{\delta_f} \delta_f + Z_{\dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f + Z_{\delta_i} \delta_i + Z_{\dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i + Z_{\delta_r} \delta_r + Z_{\dot{\delta}_r} \dot{\delta}_r \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{q} = & M_u u + M_u \cdot \dot{u} + M_q q + M_{\dot{q}} \dot{q} + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_{\delta_S} \delta_S \\ & + M_{\delta_S} \dot{\delta}_S + M_{\delta_S} \ddot{\delta}_S + M_{\delta_I} \delta_I + M_{\delta_I} \dot{\delta}_I + M_{\delta_I} \ddot{\delta}_I + M_{\delta_F} \delta_F + M_{\delta_F} \dot{\delta}_F \\ & \dots \dots \dots (18) \end{aligned}$$

단,  $X_u = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u}$ ,  $M_u = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u}$  등과 같다.

**참고문헌**

**2.4 미계수 추정 방법**

**(최우추정법 : Maximum Likelihood Estimation)**

비선형 운동방정식에 대한 최우추정법(maximum likelihood identification)을 이용하여 실속 모형에 대한 매개변수를 추정하였고, 기본 공력 모형의 매개변수는 일정하다고 가정하였다.

**3. 결론**

추정한 미계수들을 사용하여 시뮬레이션한 값과 비행시험을 통해 측정된 값을 함께 그림 3에 나타내었다. 추정 결과 2-point aerodynamic model을 이용하여 추정했을 경우 미계수를 추정하는 시간이 좀 더 경제적이었으며, 안정된 결과를 얻을 수 있었다. 또한 추정 결과로 볼 때 사용된 가정들이 적절하였음을 알 수 있었다.

추후의 연구 과제로는 운동방정식을 검증에 의해 단순화시킴으로서 추정 시간을 경감하고, 실속 시에 일어나는 비정상 상태의 영향을 고려하여 추정성능을 향상시키고 다른 추정방법과 비교함으로써 최우추정법의 장점을 살릴 수 있을 것이다.

1. M. Goman, A. Khrabrov, " State-Space Representation of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft at High Angle of Attack ", AIAA Conference Proceeding 92-4651 (1992).
2. J. G. Leishman, K. Q. Nguyen, " State-Space Representation of Unsteady Airfoil Behavior ", AIAA Journal, Vol. 28, No. 5 (1990).
3. D. Fischenberg, " Identification of An Unsteady Aerodynamic Stall Model From Flight Test Data ", AIAA-95-3438-CP (1995).
4. 柳時暉, 黃明信, " 조종 및 안정성 해석 전산화 연구 - Part 1. 조종 및 안정성 해석 ", 한국항공기술연구소, 1987.
5. 송용규, 황명신, " 비행시험을 통한 항공 91의 동안정성 해석 및 미계수 추출 ". '94 한국자동제어학술회의 논문집 pp. 1003 ~ 1018. 1994.
6. Vladilav Klein, "Estimation of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Test" , Progress of Aerospace Sciences, Vol. 26, pp.1-77,1989.
7. 오현식, 황명신, 이정훈, "항공기의 동안정 미계수 추정에 관한 연구", '95 한국자동제어학술회의 논문집 pp.855 ~ 857,1995

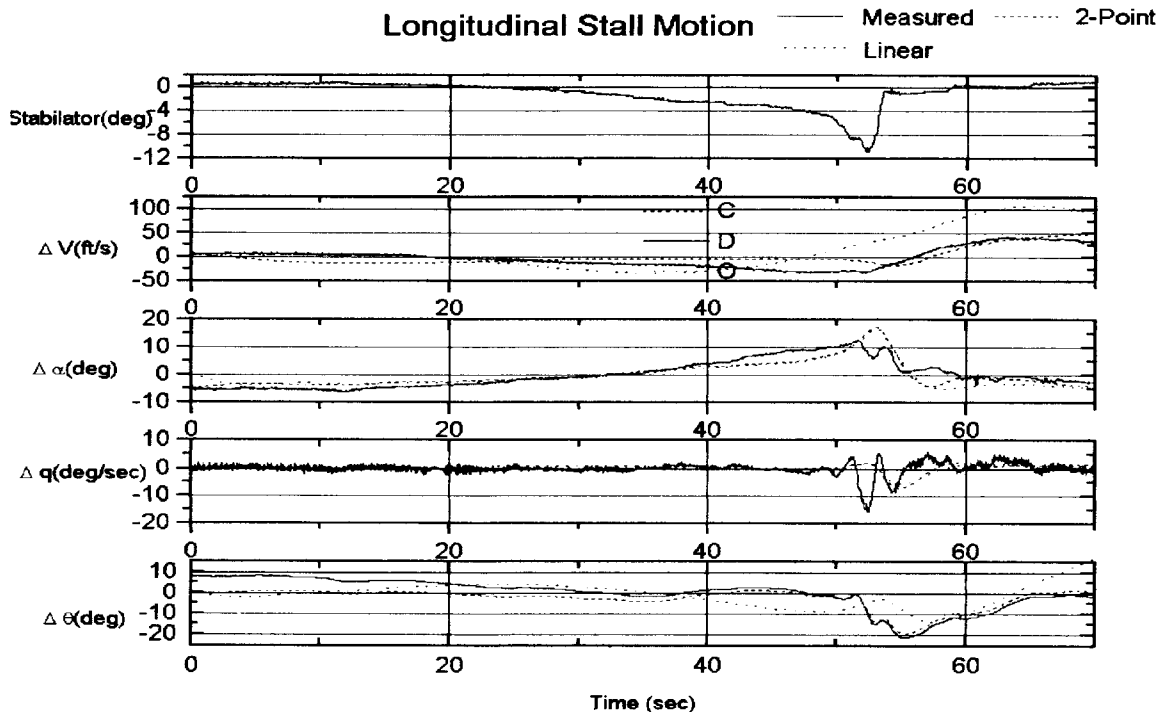


그림 3 비행시험자료와 추정 미계수에 의한 시뮬레이션 결과  
 Fig 3. Flight Test data and Simulation with Estimated derivatives