

비행시험 자료를 이용한 경항공기의 조종력 시뮬레이션

Simulation of the Control Force of the Light Aircraft using Flight Test Data

◦ 김 정환*, 황 명신*, 이 정훈**

* 한국항공대학교 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 The purpose of this paper is to find how to determine the parameters of the basic control system design such as hinge moment coefficients and to display the controllability 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 various parameters such as velocity, height, control force, control surface deflection, 3 axis acceleration, 3 axis angular rate, pitch angle, angle of attack, temperature and so on. We recorded the flight test data in VHS tapes and stored them to personal computer using A/D(analog to digital) converter. Flight test was done in various conditions, and the acquired data was processed with parameter identification method such as least square method. These data will be utilized for the development of Autopilot System design and Control Loading System design.

Keywords Hinge moment coefficients, Flight test, Control Force, Parameter Identification, Control Loading System

1. 서론

본 논문은 항공기의 조종계통을 설계하기 위한 기본 자료들을 제공하기 위한 연구로서 본 연구의 결과는 향후 설계되는 항공기의 설계자료로 사용될 수 있을 것이며 자동조종장치의 설계 뿐만아니라 비행 시뮬레이터(Flight Simulator, FSIM)의 조타반력 모의부하장치(Control Loading System)설계에도 중요한 자료로서 이용될 수 있을 것이다. 본 연구의 목적은 조종계통의 설계에 핵심이 되는 힌지모멘트 계수를 추정하기 위하여 실제 비행시험을 통하여 여러가지 비행조건에 대해 조종력과 조종면의 변위를 측정하고, 측정된 자료들로부터 최적의 추정기법을 이용하여 힌지모멘트 계수를 추정하는 것이다. 본 연구에서는 국내에서는 최초로 감항증명과 형식증명을 받은 창공-91을 이용하여 속도와 고도 변화, 트림 위치에 따른 비행을 수행하여 힌지모멘트 계수를 추정하기 위한 조종력, 조종면 위치, 가속도, 피치각, 받음각 등을 측정하고 측정된 자료들을 이용하여 힌지모멘트 계수를 추정하였다. 측정되는 자료들은 각종 센서들로부터 앰프를 거쳐 아나로그 신호로서 전달되어 자료기록기의 VHS테이프에 저장된다. 저장된 자료들은 지상에서 A/D 변화기를 거쳐 비행기의 동역학적 특성을 고려하여 50Hz로 샘플링되어 컴퓨터에 저장되며, 이들 자료는 다시 MATLAB 에서의 Look Up Table을 거쳐 항공역학적인 계수들로 환산된다. 비행시험 자료는 비행체의 고유진동모드나 센서특성 등의 오차요인에 의해 특정잡음이 포함되어 있으므로 적절한 필터를 사용하여 미리 필터링할 필요가 있다. 필터링된 자료들은 조종력 계산식에 적용되어 비선형 연립방정식을 만들게 된다. 여러개의 연립방정식이 각 비행조건에 대하여 만들어지며, 연립방정식의 근을 구하므로써 힌지 모멘트 계수를 구할수 있다.

2. 본론

2.1 개요

항공기의 조종성 기준(Handling Qualities)은 조타 반력의 특성에 크게 좌우되며 실제 항공기의 조종에서 승강기를 조작할 때 조종틀을 앞으로 밀면 승강기는 밀(양의 방향)으로 내려가게 되고 승강기에는 힌지모멘트가 발생하여 조종사는 힌지모멘트를 느끼게 된다. 따라서 조종력은 각 연결부재의 신장(stretch)에 의한 스프링 힘, 마찰력, 관성력 등의 조종계통 내부의 힘들과 조종면에 작용되는 공력 힌지모멘트의 합으로 나타낼 수 있다. 어느 평형속도(Stick Force Trim Velocity)로 비행시에는 조종사는 아무런 힌지모멘트도 느끼지 못하고 비행하지만 트림속도(조종력 0)에서 그 이하 속도로 변화하기 위해선 조종틀을 당겨야 하고, 트림속도 이상으로 변화하기 위해선 조종틀을 밀도록 하여 그 기울기가 양의 값을 가지도록 되어 있는데 이때 조종사가 명백히 감지할 수 있어야 한다. 또한 3개 조종면의 조작 방향에 따라 기놀이(Pitching), 옆놀이(Rolling), 빗놀이(Yawing) 자세운동이 달라지므로 조작방향의 +, -를 결정하는 것이 중요하다. 조종력의 부호규약은 승강기의 경우는 조종틀을 밀어서 승강기의 조종면이 Down될 때를 양(음의 기놀이모멘트 발생)으로 정하고 도움날개는 조종틀을 오른 쪽으로 움직여서 왼쪽 도움날개가 Down 될 때를 양(양의 옆놀이모멘트 발생)으로, 그리고 방향키의 경우는 왼쪽 페달을 밀어서 방향키 조종면이 왼쪽으로 움직일때를 양(음의 빗놀이모멘트 발생)으로 정한다. 창공-91의 조종계통은 표1과 같다.

표 1 창공-91 의 조종 계통
Table 1. The control system of ChangGong-91

조종면/조종륜	운동량	
	14°(up) 5.21in(pull)	3°(down) 1.89in(push)
전구동식 꼬리날개 조종륜	25° 4.00in	25° 4.00in
러더 러더패달	25°(up) 90°	12.5°(down) 90°
에일러론 에일러론 조종륜	15°(1 단계)	40°(3 단계)

2.2 공력 힌지모멘트의 모델링

공력 힌지모멘트는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$H_s = C_{hs} q_{local} S \bar{c} \quad (1)$$

여기서 S 는 조종면(수평꼬리날개)의 면적(ft^2), \bar{c} 는 수평 꼬리날개의 평균시위(ft), q_{local} 는 국부동압으로 $q_{local} = \frac{1}{2} \rho V_{local}^2$ 로 나타낼 수 있다. 여기서 ρ 는 공기의 밀도이다. C_{hs} 는 수평꼬리날개의 힌지모멘트 계수로써 다음과 같이 조종면의 국부 받음각 α_s , 조종면의 변위각 δ_s , 탭조절 변위 δ_{tab} , 그리고 조종면의 질량 균형으로 묘사되는 항의 선형화된 합수로 나타낼 수 있다.

$$C_{hs} = C_{h_0} + \left(\frac{\partial C_h}{\partial \alpha_s}\right)_{\delta_s, \delta_{tab}} \alpha_s + \left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_s}\right)_{\alpha_s, \delta_{tab}} \delta_s + \left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_{tab}}\right)_{\alpha_s, \delta_s} \delta_{tab} + \frac{W_s x_s}{q_{local} S \bar{c}} \quad (2)$$

여기서 W_s 는 수평꼬리날개의 무게, x_s 는 힌지축에 대한 수평꼬리날개의 무게중심 위치를 나타낸다. 또한 C_{h_0} 는 수평꼬리날개 날개골의 캠버(camber)에 의한 영향으로서 $\alpha_s = \delta_s = 0$ 에서의 힌지모멘트 계수값을 나타내며, $C_{h_{\alpha_s}}$ 는 국부 받음각에 의한 수평꼬리날개의 힌지모멘트 계수의 변화율, $C_{h_{\delta_s}}$ 는 수평꼬리날개의 변위각에 의한 힌지모멘트 계수의 변화율을 나타낸다. 그리고 $C_{h_{\delta_{tab}}}$ 은 트림탭의 변위각에 의한 힌지모멘트 계수의 변화율을 나타내며, 트림조건 $\left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_{tab}}\right)_{trim}$ 에서 계산되진다. 식(2)에서 창공-91은 수평꼬리날개가 0의 캠버를 갖고 있는 대칭형 날개골이므로 C_{h_0} 를 0이라 놓고 stabilator type 이므로 α_s, δ_s 를 하나의 항으로 묶으면

$$C_{hs} = C_{h_{\alpha_s}} (\alpha_s + \delta_s) + C_{h_{\delta_{tab}}} \delta_{tab} + \frac{W_s x_s}{q_{local} S \bar{c}} \quad (3)$$

와 같이 나타낼 수 있으며 주날개의 절대받음각 α 와 내리흐름(Down wash) 각 ε , 피칭각속도 Q (deg/sec)에 의한 수평꼬리날

개의 받음각 증가분 $\Delta \alpha_s$ 를 고려하여 식(3)을 변형하면,

$$C_{hs} = C_{h_{\alpha_s}} \left[\alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{Q l_s}{V} + \delta_s \right] + C_{h_{\delta_{tab}}} \delta_{tab} + \frac{W_s x_s}{q_{local} S \bar{c}} \quad (4)$$

와 같이 나타낼 수 있다. 여기서 $d\varepsilon/d\alpha$ 는 받음각에 대한 빗내림각의 변화율로서 상수라 가정하며 Q 는 피칭각속도(deg/sec)로 정적 시험시에는 이 값을 0으로 가정할 수 있으나 동적 시험시에는 비행 시험으로부터 구할 수 있다. 또한 l_s 는 비행기의 무게중심에서 수평꼬리날개 공력중심까지의 거리(ft), V 는 대기속도(ft/sec)이다. 정적인 비행시험을 수행할 경우 비행시험 결과로부터 $\rho, V, \alpha, \delta_s, \delta_{tab}$ 등의 자료를 측정할 수 있으며 $C_{h_{\alpha_s}}, C_{h_{\delta_{tab}}}, C_q$ ($= \frac{W_s x_s}{q_{local} S \bar{c}}$) 의 미지수를 추정

할 수 있다.

2.3 조종력(Stick Force) 계산

조종력은 승강키 크기(면적과 시위길이)와 속도의 제곱에 비례하며, 기어비(기계적이득)에 직접적으로 비례한다. 여기서 기어비는 수평꼬리날개 변위를 조종륜 길이와 조종륜 변위각의 곱으로 나눈 값(rad/ft)으로서 조종륜을 움직일때 조종면이 얼마나 오르내리는가를 나타내고 조종사의 조타힘이 얼마나 효과를 나타내는지를 의미한다. 주어진 대기속도에 대하여 증가된 압력고도는 동압 q_{local} 에 영향을 미쳐 조종력을 감소시키며, 순항 비행 상태에서 조종륜을 당길때 C.G가 앞에 있으면 C.G가 뒤에 있을 때보다 조종력이 크다. 조종륜을 당길때 조종사의 일(Work)은 수평꼬리날개를 원하는 각도로 조타하는데 필요한 일과 같아야 하므로 가상일의 원리를 적용하면 수평꼬리날개에서의 힌지모멘트 계수는

$$C_{hs} = \frac{F_s}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_s \bar{c}_s} = C_{h_{\alpha_s}} \left[\alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{Q l_s}{V} + \delta_s \right] + C_{h_{\delta_{tab}}} \delta_{tab} + \frac{W_s x_s}{q_{local} S \bar{c}} \quad (5)$$

와 같이 나타낼 수 있다. 또한 비행중 조종사는 수평꼬리날개에서의 피칭조종에 의해 발생하는 공력 힌지모멘트에 의한 조종 반력에 의해 조종면이 움직이기 시작하기전에 조종계통에 적용해야 하는 조종력인 Breakout Force(Preload), 조종륜의 속도에 비례하는 반력인 Viscous Friction, Coulomb Friction(Cable Drag) 등의 반력을 느끼게 된다.

2.4 힌지모멘트 계수 추정을 위한 식의 구성

관측치들의 선형 결합으로 이루어지고 불편성(unbiased)을 만족하며 최소분산을 갖는 추정량인 최량선형불편추정량(best linear unbiased estimator)을 갖는 회귀계수($C_{h_{\delta_s}}, C_{h_{\alpha_s}}, C_q$)를 추정하기 위한 단순회귀모형 $y_i = \beta_0 + \beta_1 x_i + \varepsilon_i$ ($i = 1, 2, \dots, n$)에서 오차항 벡터 ε 는 정규분포를 따르고 평균값이 0이고 서로다른 두개의 오차는 서로 독립적이라 가정하면 즉

$$\varepsilon_i = N(0, \sigma^2) \text{ 이고, } Cov(\varepsilon_i, \varepsilon_j) = 0 (i \neq j) \text{ 이라하면}$$

최소자승법에 의해 회귀계수 $\beta = \begin{pmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \end{pmatrix}$ 의 최소자승추정량

$b = \begin{pmatrix} b_0 \\ b_1 \end{pmatrix}$ 을 정규방정식에서 $X'X$ 의 역행렬(inverse matrix) 이 존재하는 경우 다음 식으로부터

$$(X'X)^{-1}(X'X)b = (X'X)^{-1}X'y \quad (6)$$

추정할 수 있다.

3. 비행시험

3.1 비행 시험 장비

항공기의 비행 상태나 성능 파악을 위하여 비행 시험을 통한 실시간 자료의 획득은 매우 중요하다. 본 논문에서는 조종력 측정장치, 조종면 변위 측정장치(LDT), 압력 변환기(Pressure Transducer), 전위차계(Potentiometer), 가속도계(Accelerometer), 수직 기준 장치(Vertical Reference), 비레자이로(Rate Gyro) 등의 측정장치들을 이용하여 승강기(Stabilator), 방향키(Rudder), 도움날개(Aileron) 를 움직이기 위하여 필요한 조종력 및 변위(트림 변위 포함), 3 축 방향의 각속도 변화(p: Roll Rate, q: Pitch Rate, r: Yaw Rate), 3 축 방향의 가속도 변화(Ax, Ay, Az), 받음각(α), 옆미끄럼각(β), 비행속도(u), 압력고도(Hp: Pressure Altitude), 고도 변화율(Altitude Rate) 등을 측정하였으며, 이를 비행기 내에 장착된 Tape Recorder 에 저장하며 Tape 에 저장된 데이터는 비행 후 A/D Converter(Analogue to Digital Converter)를 이용하여 컴퓨터에서 분석할 수 있었다. 또한 조종력 측정장치는 조종륜에 작용하는 힘은 스트레인 게이지를 이용하였고, 방향키에 걸리는 힘은 load cell 을 이용하였는데 창공-91 항공기에 사용된 조종력 측정 장치는 Kohlman-System Research 에서 제작된 것으로 조종륜과 방향키 페달에 장착되는 장치, 그리고 이들로 부터 발생하는 전기적인 신호를 처리하는 Signal Conditioning Module 의 세부부분으로 구성된다. 조종력 측정 신호 처리 장치는 Signal Conditioning 모듈과 BNC 케이블을 직접 연결하고 전원을 공급할 수 있도록 되어 있으며, 이 장치에서 나오는 출력값을 기록 장치에 연결하면 직접 아날로그 신호로 조종력을 나타내게 된다.

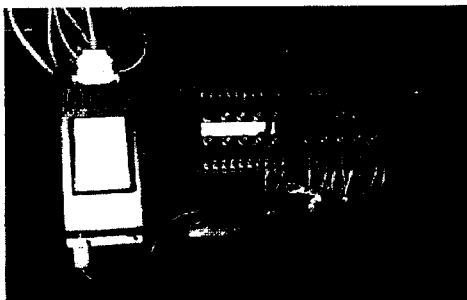


그림 1. 조종력 측정 신호처리 장치
Fig 1. Force Measurement System

3.2 비행시험 방법

본 비행시험에 사용된 창공-91 은 FAR Part 23 의 Normal Category 및 Utility Category 의 규정을 만족하는 general aviation 급의 경량 공기로서 시계비행과 계기비행 규정을 만족하며 수평꼬리날개는 geared tab 을 장착한 전구동 방식(stabilator)으로서 All movable stabilator 와 Linked Balance Tab 방식이 사용되었다.

◆ $C_{h_{\alpha_s}}$ 를 구하기 위한 비행 시험: 항공기의 $C_{h_{\alpha_s}}$ 값을 파악하기 위하여 수행되며 조종간 고정상태의 단주기 모드를 발생시키는 비행시험을 수행하였다. 즉 단주기 모드를 발생시키고 조종간 고정시 단주기 모드에 의해 변화되는 α_s 에 대해 조종간에 가해지는 조종반력을 파악하는 것이 본 시험의 주된 목적이다. 플랩 0° 형상에서 80, 90, 100 Kt 의 초기속도 (IAS)와 플랩 15° 형상에서 75Kt 의 초기속도로 총 5 회의 비행 시험을 실시하였다.

◆ $C_{h_{\delta}}$ 를 구하기 위한 시험: 항공기의 $C_{h_{\delta}}$ 값을 파악하기 위해 수행되며, 항공기를 평형상태로 유지하고 조종간을 고정시킨 상태에서 트림탭 변화시 조종간에 가해지는 반력을 센서로 측정하였다. 즉 조종간을 고정시키고 엔진 출력이 일정한 상태에서 트림 탭을 미세하게 조작시 조종간에 가해지는 반력을 파악하였으며, 조종장치의 변화는 없지만 항공기의 속도, 고도, 받음각 및 트림위치가 변함에 따라 조종력이 변하는 것으로 가정하여 자료를 처리하였다. 플랩 0° 형상에서 80, 90, 100 Knots 의 초기속도(IAS)와 플랩 15° 형상에서 75Knots 의 초기속도로 총 5 회의 비행시험을 실시하였다.

4. 추정결과

4.1 시뮬레이션 결과

$C_{h_{\delta}}$ (트림탭 변위에 따른 힌지모멘트 계수의 변화율)값을 최소자승법을 이용하여 추정한 결과를 그림 3 에 나타내었다. 이 값은 다양한 형태의 비행시험을 통해 속도에 따른 변화가 거의 없는 일정한 값을 가지고 있음을 알 수 있었으며 $C_{h_{\delta}}$ 값을 이용하고 $d\epsilon / d\alpha = 0.3764$ (0° 플랩의 경우)로 가정하여 추정한 $C_{h_{\alpha_s}}, C_q (= \frac{W_s x_s}{q_{\infty} u S C})$ 값이 매우 유용한 값으로 추정되었다고 판단된다. 또한 받음각이 일정한 상태에서 트림탭 변화시 조종간에 가해지는 반력을 그림 2 에 나타내었으며 추정한 힌지모멘트 계수들을 사용하여 시뮬레이션한 조종력과 비행시험을 통해 측정된 조종력을 비교한 그림을 그림 4 와 그림 5 에 나타내었다.

5. 결론 및 향후 연구 방향

본 논문에서는 조종계통의 설계에 핵심이 되는 힌지모멘트 계수를 추정하기 위하여 실제 비행시험을 통해 획득한 자료와

최소자승추정법을 이용하여 힌지모멘트 계수를 추정하였으며 이들 계수들을 이용하여 창공-91의 수평꼬리날개에 의해 발생하는 종운동의 조종륜힘을 구현할 수 있었으며 실제 비행기의 조종력에 상당히 근접함을 알 수 있었다. 추후의 연구과제로는 조종계통 링크 장치의 모델링을 통해 수평꼬리날개의 운동방정식을 세워서 최대가능근사법(MMLE)의 추정방법으로 힌지모멘트 계수를 추정하여 위의 결과와 추정성능을 비교, 분석할 예정이다.

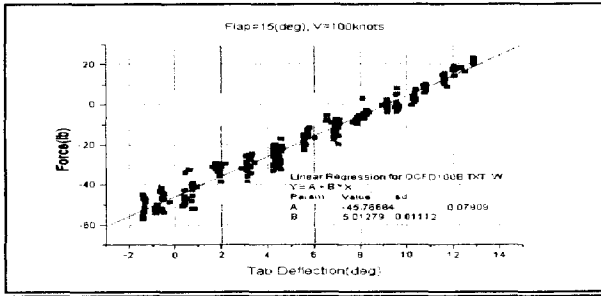


그림 2. 트림탭 변위에 따른 조종력의 변화
Fig. 2. Control Force vs. Trim Tab Deflection

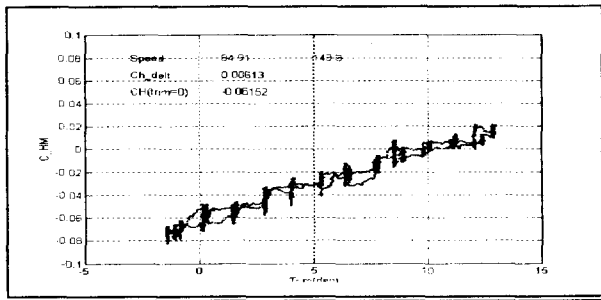


그림 3. V=90knots, Flap1 단에서의 트림탭 변화에 따른 힌지모멘트 계수의 변화율
Fig. 3. Hinge moment coeff. vs. Trim tab deflection.

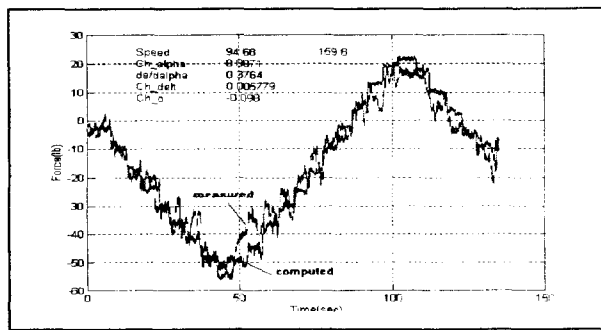


그림 4. 측정된 조종력과 계산된 조종력의 트림탭 변화에 따른 조종력의 변화(V=100knots, Flap=0°)
Fig. 4. Changes of measured & computed control force to trim tab deflection

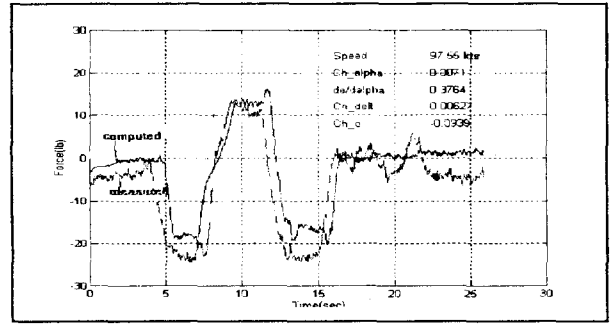


그림 5. 측정된 조종력과 계산된 조종력의 받음각 변화에 따른 조종력의 변화
Fig. 5. Changes of measured & computed control force to AOA changes

참고 문헌

- [1] Benard Etkin, "Dynamics of Flight," John Wiley & Sons, Inc., 1982
- [2] DONALD T.WARD, "Introduction to FLIGHT TEST ENGINEERING" ELSEVIER, 1993
- [3] Jan Roskam, "AIRPLANE FLIGHT DYNAMICS AND AUTOMATIC FLIGHT CONTROLS," Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979
- [4] COURTLAND D. PERKINS, "AIRPLANE PERFORMANCE STABILITY AND CONTROL," John Wiley & Sons, Inc., 1949
- [5] VLADISLAV KLEIN, "ESTIMATION OF AIRCRAFT AERODYNAMIC PARAMETERS FROM FLIGHT DATA" Prog. Aerospace Sci. Vol.26, pp.1-77, 1989
- [6] ROBERT V.HOGG, "INTRODUCTION TO MATHEMATICAL STATISTICS," Prentice-Hall International Editions
- [7]. 황명신, 이정모, "비행성능 시험기술 연구," 항공안전관리 연구소, 1996
- [8]. 김명성, 허기봉, 고준수, "항공기 세로 조종특성에 관한 연구," 항공우주학회지, 1990.