

비행시험을 통한 경항공기의 매개변수 확정과 시뮬레이션

Parameter Identification and Simulation of Light Aircraft Based on Flight Test

황명신, 이정훈
(Myoung Shin Hwang, and Jung Hoon Lee)

Abstract : Flight parameters of a light aircraft in normal category named ChangGong-91 are identified from flight tests. Modified Maximum Likelihood Estimation (MMLE) is used to produce aerodynamic coefficients, stability and control derivatives. A Flight Training Device (FTD) has been developed based on the identified flight parameters. Flat earth, rigid body, and standard atmosphere are assumed in the FTD model. Euler angles are adapted for rotational state variables to reduce computational load. Variations in flight Mach number and Reynolds number are assumed to be negligible. Body, stability and inertial axes allow 6 second-order linear differential equations for translational and rotational motions. The equations of motion are integrated with respect to time, resulting in good agreements with flight tests.

Keywords : flight tests, MMLE, parameter identification, simulator

I. 서론

디지털 컴퓨터의 개발은 항공기 매개변수 추정의 분야에서 뿐 아니라 비행시뮬레이터 분야에서도 새로운 장을 열었다. 냉전시대의 종식과 더불어 저가의 항공 전투 능력 유지를 위한 비행훈련용 시뮬레이터의 개발이 가속화되었고 항공기가 고성능화 되면서 개발비 상승에 따른 연구개발용 비행시뮬레이터의 중요성이 인식되기 시작하였다.

본 연구는 FAA의 AC 120-45A[1]에서 규정한 5등급을 만족하는 경비행기에 대한 FTD(Flight Training Device)급의 시뮬레이터를 개발하는 것을 목표로 한 시뮬레이션 비행 운동모델을 생성하는 연구로서, 비행시험, 비행역학 매개변수 추출, 시뮬레이션 및 데이터 검증을 수행하였다. 대상 항공기는 대한항공에서 개발한 창공-91로서 단발의 왕복엔진을 장착한 일반등급의 5인승 경비행기이며, 1993년 한국 최초로 대한민국 건설교통부로부터 형식 및 감항증명을 취득한 한국 고유모델의 항공기이다.

창공-91 FTD의 공력 자료를 생성하기 위하여 약 40여 시간의 풍동시험과 80시간의 비행시험을 수행하였다. 비행 운동방정식을 위한 수학적 모델은 이동 및 회전에 대한 6자유도의 선형의 형태로 구성되었으며, 공력계수 및 안정/조종 미계수 등의 비행역학 매개변수는 예측방법, 풍동시험, 그리고 비행시험으로부터 생성되었다. 비행시험으로부터 취득된 자료는 출력 오차방법의 하나인 MMLE를 적용하여 안정/조종 미계수를 생성하였다. 비행 운동모델은 매개변수 추출을 위한 비행시험과는 별도의 비행시험을 실시하여 동일한 입력에 대한 시뮬레이션 결과와 비행시험 결과를 비교하여 그 타당성을 검증하였다.

접수일자 : 1998. 6. 19., 수정완료 : 1998. 11. 28.
황명신, 이정훈 : 한국항공대학교 항공기계공학과

II. 비행시험

1. 시험 항공기

창공-91의 시제기는 1991년 8월에 선보여 같은 해 11월 22일 첫 비행이 실시되었으며, 총 2대가 제작되어 1997년 8월까지 280시간 이상의 비행시험이 수행되었다. 창공-91은 200마력의 Textron Lycoming사의 IO-360-A1B6 단발 왕복엔진을 장착하였고 공허중량과 최대이륙 중량은 각각 1826lb, 2700lb이며, 전장, 전폭, 전고는 각각 25.1ft, 33.5ft, 8.87ft이다. 해면고도에서의 수평 최대 속도는 135knots이며, 최대연료적재시 65%의 순항출력으로 762nm 이상을 비행할 수 있다.

2. 비행시험 장비장착

장비장착 시스템은 비행시험 단계에서 가장 중요한 사항이며 비행시험의 목적, 정확성의 산출, 유용한 자료를 성취하기 위한 수단이다. 본 연구에 사용된 측정장치 및 측정항목은 표 1과 같다. 측정장비에서 측정된 자료는 비행상태에서 20channel의 자료기록기를 이용하여 마그네틱 테이프에 저장하였다. 이 자료들은 지상에서 A/D 변환기를 이용하여 디지털 신호로 변환되며 자료의 정확성을 위해 일반적으로 추천되는 속도인 20Hz보다 빠른 50Hz로 처리하였다.

3. 비행시험

비행시험은 크게 두 가지로 구분되어 수행되었다. 첫 번째는 항공기 매개변수 추정에 이용하기 위한 자료를 추출하기 위해서이고, 두 번째는 확정된 매개변수를 이용하여 작성된 FTD의 비행 운동방정식의 정확성을 검증할 목적으로, 시뮬레이션과의 비교를 위한 비행 자료를 추출하기 위하여 수행되었다. 비행시험을 수행하기에 앞서 각종 조종계기는 물론, 비행시험용 센서와 기록장비를 보정하였다.

매개변수 추정을 위한 비행시험

항공기 매개변수 추정을 위한 비행시험의 경우, 세로 운동과 가로-방향운동을 구분하여 항공기에 적절한 조종

표 1. 비행시험 장착장비 목록.

Table 1. Flight test instrumentation.

SENSORS	ACQUISITION DATA
Air Data Boom & Pressure Transducer	<ul style="list-style-type: none"> • Airspeed • Pressure Altitude • Rate of Climb
Vertical Gyro	<ul style="list-style-type: none"> • Attitude Angles (Pitch & Roll)
Rate Gyro	<ul style="list-style-type: none"> • 3-Axes Angular Rate (Pitch, Roll & Yaw)
3-Axes Accelerometer	<ul style="list-style-type: none"> • 3-Axes Accelerations (X, Y & Z)
Control Force Measurement	<ul style="list-style-type: none"> • Stabilator • Rudder • Aileron Force
Thermocouple	<ul style="list-style-type: none"> • OAT • CHT • EGT
Linear Displacement Transducer	<ul style="list-style-type: none"> • Control Surface Deflections
Rotational Displacement Transducer	<ul style="list-style-type: none"> • Angle of Attack • Angle of Sideslip

입력을 가해 교란을 발생시켰다. 세로운동에 대한 매개 변수의 추정을 위한 비행시험은 11회 이상 수행되었다. 일반적으로 비행중에 수평꼬리날개를 작동시키면 단주기 운동과 장주기 운동이 동시에 일어나게 된다. 매개변수 추정을 위해서는 가능한 한 단주기나 장주기중 하나의 모드는 억제시키고 나머지 모드만을 일으키도록 조종입력을 주는 것이 바람직하며 일반적으로는 단주기 운동만을 일으키도록 조종장치에 입력을 가한다. 단주기 운동을 일으키기 위해서는 수평꼬리날개에 신속하게 펄스 입력이나 더블릿 입력을 가하도록 하고 있으며[2], 1) 더블릿, 2) 멀티스텝-3211, 3) Mehra, 4) Schulz, 그리고 5) DUT 신호 등도 매개변수 추정을 위한 입력으로 사용되고 있다[3]. 세로운동에서의 비행시험은 단주기 운동을 일으키기 위하여 다음과 같은 절차로 이루어졌다.

- 1) 정해진 고도에서 플랩을 초기조건(0도)으로 설정
 - 2) 항공기가 시험하고자 하는 대기속도를 갖도록 엔진회전수와 흡기압력을 설정
 - 3) 안정된 대기에서 초기화 조건으로 트림 시킴
 - 4) 기록시작
 - 5) 수평꼬리날개에 신속한 트리플 스텝 조종입력을 가함
 - 조종률을 3cm 민 후 1초간 유지
 - 조종률을 6cm 당긴 후 1.5초간 유지
 - 조종률을 6cm 민 후 1초간 유지
 - 조종률을 원래의 시작 위치로 복원시킨 후 조종률 고정 또는 자유로 함
 - 6) 시험시작 10초 후 기록 정지
- 세로운동에서는 수평꼬리날개 변위각, 대기속도, 압력고도, 대기온도, 빗놀이각, 빗놀이각속도, 받음각, 상승률, 그리고 z-방향 가속도 등을 기록하였다.
- 가로-방향운동에 있어서도 다양한 고도와 속도 범위에서 10회 이상의 비행을 수행하였으며, 더치-롤 운동을

발생시켜 안정/조종 미계수를 구하였다. 더치-롤 모드만을 일으키기 위한 절차는 다음과 같다.

- 1) 설정된 고도에서 플랩을 초기조건(0도)으로 설정
- 2) 항공기가 시험하고자 하는 대기속도를 갖도록 엔진회전수와 흡기압력을 설정
- 3) 안정된 대기에서 초기화 조건으로 트림 시킴
- 4) 기록시작
- 5) 방향키에 신속한 트리플 스텝 조종입력을 가함
 - 방향키 폐달을 중립점에서 오른쪽 폐달을 5cm 밟은 후 1초간 유지
 - 왼쪽 폐달을 5cm 밟은 후 1초간 유지
 - 오른쪽 폐달을 5cm 밟은 후 원래의 트림 위치로 복원시킴
- 6) 도움날개를 트림 위치에서 3초간 유지한 후 신속한 트리플 스텝 조종입력을 가함
 - 조종률을 중립점에서 3초간 유지
 - 조종률을 중립점에서 오른쪽으로 5° 회전한 후 1.5초간 유지
 - 조종률을 중립점을 통과하여 왼쪽으로 5° 회전한 후 1.5초간 유지
 - 조종률을 중립점을 통과하여 오른쪽으로 5° 회전한 후 1초간 유지
 - 조종률을 원래의 트림 위치로 복원시킨 후 조종률 고정 또는 자유로 함
- 7) 시험시작 20초 후 기록 정지

방향키 및 도움날개의 변위각, 대기속도, 압력고도, 대기온도, 빗놀이각속도, 옆놀이각 및 옆놀이각속도, 미끄럼각, 그리고 x와 z-방향 가속도를 측정하였다. 세로와 가로-방향운동에 대한 비행시험의 조건은 표 2와 3에 나타내었다.

FTD의 시뮬레이션 검증을 위한 비행시험

항공기의 형식 및 감형 증명을 위한 비행시험은 그 비행시험 항목에 따라 가장 극한한 중량 및 무게중심의 형상에 대하여 비행가능한 최대속도(V_D) 및 최소속도

표 2. 세로 비행시험에 대한 비행조건.

Table 2. Flight test conditions for longitudinal motion.

회수	조종률	대기속도 (kts)	압력고도 (ft)	자중 (lb)
1	자유	93	4900	2700
2	자유	86	5075	2700
3	자유	101	5100	2700
4	고정	83	2610	2700
5	고정	90	2790	2700
6	고정	106	2760	2700
7	자유	84	2670	2700
8	자유	84	2670	2700
9	자유	93	2620	2700
10	자유	103	2750	2700
11	자유	84	2700	2700

표 3. 가로-방향 비행시험에 대한 비행조건.
Table 3. Flight test conditions for lateral-directional motion.

회수	조종률	대기속도 (kts)	압력고도 (ft)	자중 (lb)
1	고정	87	3140	2700
2	자유	86	3160	2700
3	고정	95	1100	2700
4	고정	88	940	2700
5	고정	97	1130	2700
6	고정	81	990	2700
7	자유	96	910	2700
8	자유	91	1010	2700
9	자유	99	1180	2700
10	자유	79	790	2700

(V_S) 부근과 트림속도 가까이에서 수행되는데 비하여 시뮬레이션 검증을 위한 비교 자료를 만들기 위해서 실시하는 비행시험은 통상적으로 운용하는 중량 및 무게중심에 대하여 일반적인 대기속도 및 고도에서의 한 점에서 이루어진다. 본 연구에서는 조종력, 이륙, 상승, 트림, 실속, 엔진출력변화, G당 조종력, 단주기, 장주기, 옆놀이, 나선운동, 더치-롤, 접근, 착륙, 그리고 지면효과등 다양한 항목에 대하여 비행시험을 수행하였다. 비행형태의 요구조건에 따라 적합한 형상으로 비행하였고 매개변수 추정시와는 상이한 조종입력을 통하여 필요한 자료를 측정하여 기록하였다.

4. 수학적 모형

발음각이 크지 않은 비행상태의 항공기의 운동은 3축에 대한 힘의 평형식과 모멘트의 평형식으로부터 유도되는 6자유도 선형 비행운동방정식으로 모델링할 수 있다. 이 선형 운동방정식은 양력, 항력, 중력, 추력, 그리고 측력등 항공기에 작용하는 힘과 옆놀이, 키놀이, 그리고 빗놀이 등의 모멘트로 구성되어 있으며 공력계수, 안정 및 조종 미계수등 비행역학 매개변수를 포함하고 있다. 여기에 엔진 조절장치 및 수평꼬리날개, 도움날개, 그리고 방향키 등의 변위를 조종입력으로 가하여 항공기의 거동이 출력으로 생성된다.

본 연구에서는 항공기의 운동을 다음과 같은 가정을 전제로하여 적용하였다;

- 항공기는 공탄성 효과를 무시한 강체이다.
- 항공기는 좌우 대칭이며 프로펠러 효과의 비대칭성은 무시한다.
- 항공기의 운동은 세로운동과 가로-방향운동으로 구분되며 이들은 서로 독립적이다.
- 엔진의 추력은 항공기의 무게중심축에 일치하여 작용되며, 프로펠러에 의한 공력효과는 무시한다.
- 항공기의 질량과 무게중심, 그리고 관성모멘트는 비행 중에 변화하지 않는다.
- 대기는 안정하며 비행시험중 온도, 압력 등의 변화 및 기동에 따른 대기의 밀도 변화는 무시한다.

- 항공기는 저속으로 비행하므로 이에 따른 압축성 효과 및 레이놀즈수의 변화는 무시한다.

- 공력계수 및 안정/조종미계수는 발음각과 비행상태에 영향을 받지 않는 상수이다.

- 각 상태들은 초기값에서 교란된 값이라고 가정한다.

항공기의 운동을 설명하기 위해서는 운동방정식의 형태에 대하여 적절한 좌표계를 정의할 필요가 있다. 항공기의 운동을 취급하는 대부분의 문제에 있어서 여러가지의 좌표계가 사용된다. 첫번째 좌표계는 지구에 고정되어 있는 관성좌표계로 항공기의 위치를 해석할 목적으로 고려된다. 두번째 좌표계는 기체좌표계라 불리우는데 항공기에 고정되어 있고 항공기의 운동을 해석하는데 용이하다. 또 다른 좌표계는 항공기의 진행방향을 기준으로 설정된 것으로 항공기의 운동을 시뮬레이션하는데 편리하며 안정좌표계라 불리운다. 본 연구에서는 비행시험 자료로부터 기체 좌표계로 매개변수를 확정하여 안정좌표계와 관성좌표계로 시뮬레이션하였다.

세로운동

세로 운동방정식은 x-방향 힘, z-방향 힘, 그리고 키놀이 모멘트의 평형방정식으로 구분하여 표현할 수 있다. 상태변수는 대기속도(u), 발음각(α), 키놀이각속도(q), 그리고 키놀이각(θ)이며, 입력은 수평꼬리날개의 변위(δ_e)이다. 이와 같은 평형방정식에 미소교란이론을 적용하면 세로 운동방정식을 다음과 같은 행렬형태로 표현할 수 있다[4].

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \\ Z_u^* & Z_\alpha^* & 1 & 0 \\ M_u & M_\alpha & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e}^* \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_e] \quad (1)$$

가로-방향 운동

가로-방향 운동방정식은 앞의 세로 운동방정식과 유사한 과정을 거쳐서 식을 유도할 수 있다. 이들은 y-방향 힘, 옆놀이 모멘트, 그리고 빗놀이 모멘트의 방정식으로 표현되는데 상태변수는 옆미끄럼각(β), 옆놀이각속도(p), 빗놀이각속도(r), 그리고 옆놀이각(ϕ)이며, 입력은 방향키변위(δ_r)와 도움날개의 변위(δ_a)이다. 세로 운동방정식과 유사한 방법으로 가로-방향 운동방정식은 다음과 같은 행렬형태로 나타낼 수 있다. 행렬형태로 표시된 매개변수와 공력계수 및 안정/조종 미계수의 관계는 참고문헌 [4]에 나타나 있다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta^* & Y_p^* & Y_r^* & \frac{g \cos \theta_o}{u_o} \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_a}^* \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

III. 매개변수 확정

여러 가지의 매개변수 추정 방법은 크게 세가지로 구

분할 수 있다: 1) 방정식 오차방법 2) 출력 오차방법 3) 필터 오차방법. 이 세가지 부류에 속한 방법은 직접 접근방법이라 불리운다. 항공기 매개변수 추정에 대한 다른 접근방법은 간접 접근방법이라 불리우는데 이는 비선형 필터가 인위적으로 추가상태변수로 정의된 미지의 매개변수를 추정하는 것이다. 최근에는 항공기 매개변수 추정에 신경망(neural network)을 이용하여 접근하는 방법도 연구되고 있다[3]. 본 연구에서는 비행운동 자료로부터 매개변수를 추정하는데 가장 대중적으로 사용되는 기법인 최우추정법(MMLE : Modified Maximum Likelihood Estimation)을 이용하였다.

1. 최우추정법

이 방법은 동적 자료로부터 매개변수를 추정하기 위하여 광범위하게 사용되는 방법으로 항공기의 수학적 모형은 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다.

$$\{\dot{x}(t)\} = [A] \{x(t)\} + [B] \{u(t)\} + \{P\} \quad (3)$$

$$\{y(t)\} = [I] \{x(t)\} + \{Q\} \quad (4)$$

여기서, $\{x\}$ = 상태벡터

$\{y\}$ = 계산된 응답벡터

$\{u\}$ = 조종벡터

[A] = 안정미계수 행렬

[B] = 조종미계수 행렬

{P} = 입력 바이어스 벡터

{Q} = 출력 바이어스 벡터

를 의미한다. $\{y(t)\}$ 가 계산된 응답벡터로 측정된 응답벡터 $\{z(t)\}$ 에 해당되며, 완전한 모형과 변수가 식별된 경우 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\{z(t)\} = \{y(t)\} + \{\eta(t)\} \quad (5)$$

$\{\eta(t)\}$ 는 잡음벡터이다. 최우추정법은 모든 미지의 변수들을 포함하는 비용함수를 최소로 하는 벡터 $\{c\}$ 를 구하는 것으로 근사적으로 불연속인 경우의 비용함수는 다음과 같다[5].

$$J = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [z_i - y_i]^T [D] [z_i - y_i] \quad (6)$$

여기서 i 는 시간 불연속점에서의 측정을 나타내며 N 는 시간점의 수를 의미한다. 가중행렬 $[D]$ 는 여러 가지 측정된 상태에 대한 강조를 위해 사용된다. 비용함수 J 의 값은 Newton-Raphson 방법을 이용하여 최소화 된다. 이 기법은 미지벡터 $\{c\}$ 의 근사된 값과 J 의 미지벡터 $\{c\}$ 에 관한 일차 또는 이차 기울기를 이용하는 반복절차이다.

$$\{C_L\} = \{C_{L-1}\} - (\nabla_c^2 J)_L^{-1} \{\nabla_c J\}_L \quad (7)$$

L 은 반복수를 나타낸다. J 의 1차 기울기와 J 의 2차 기울기를 $\{\nabla_c J\}$ 와 $\{\nabla_c^2 J\}$ 라 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[\nabla_c J] = \frac{2}{N-1} \sum_{i=1}^N [z_i - y_i]^T [D] \nabla_c [z_i - y_i] \quad (8)$$

$$[\nabla_c^2 J] = \frac{2}{N-1} \sum_{i=1}^N \nabla_c [z_i - y_i]^T [D] \nabla_c [z_i - y_i]$$

$$+ \frac{2}{N-1} \sum_{i=1}^N [z_i - y_i]^T [D] \nabla_c^2 [z_i - y_i] \quad (9)$$

Balakrishnan변형은 $\nabla_c^2 [z_i - y_i]$ 이 수렴과 함께 0에 수렴하여 무시할 수 있게 된다는 사실을 이용하므로 J 의 2차 기울기식의 우변의 두 번째 항은 무시된다. 최우추정법은 풍동시험, 이전의 비행시험, 또는 정확한 예측방법으로부터 얻어진 연역적인 정보를 이용하여 가중치를 주어 수렴을 증진시킬 수 있는데 비용함수의 결과는 다음 식으로 표현된다.

$$J = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [z_i - y_i]^T [D_1] [z_i - y_i] \\ + [c - c_0]^T [D_2] [c - c_0] \quad (10)$$

여기서 $[c_0]$ 는 연역된 평가이고 $[D_2]$ 는 연역된 값들에 대한 충분도를 나타내는 가중행렬이다. 최우추정법으로 매개변수를 추정하는 절차를 그림 1에 나타내었다.

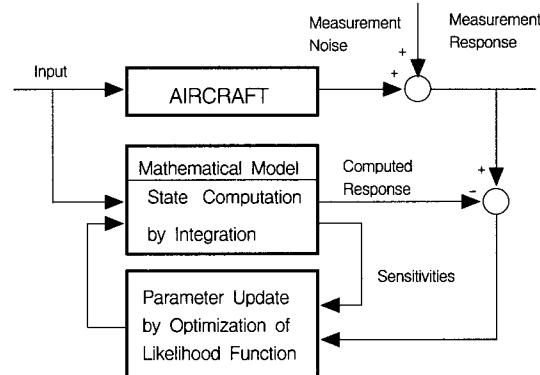


그림 1. MMLE를 이용한 항공기 매개변수 추정에 대한 흐름도.

Fig. 1. Flow chart for airplane parameter estimation using MMLE.

2. 매개변수 추정

비행시험으로부터 취득된 자료는 2회에 걸쳐서 최우추정법을 사용하여 매개변수를 추정하였다. 매개변수를 추출하기 위한 최우추정법의 초기치는 주로 풍동시험 결과와 경험식으로부터의 결과[6]를 이용하였다. 1회에서 추출된 매개변수의 결과치는 2회의 최우추정법의 초기치로 이용되었으며, 매개변수는 그 수령 정도에 따라 4-6회 반복연산되어 추출되었다.

이와 같은 방법으로 매개변수를 추정한 결과, 가로-방향운동에 대해서는 추정된 매개변수가 물리적으로 적합하였으나 세로운동의 결과는 적절하지 못했다. 보다 적합한 결과를 산출하기 위하여 정적인 비행시험자료를 이용하였으며, 이로부터 다른 미계수에 영향을 미치지 않고 그 값을 구할 수 있는 C_{Lo} , C_{Do} , C_{La} 등의 매개변수를 우선 결정하였다. 이를 공력계수들은 이미 알고 있는 엔진출력을 이용하여 정적인 비행시험으로부터 그 값의 추정이 가능하였다. 이 결과를 1회의 최우추정법에서 매개변수의 초기치로 이용하였는데 이에 대한 가중치를 다른

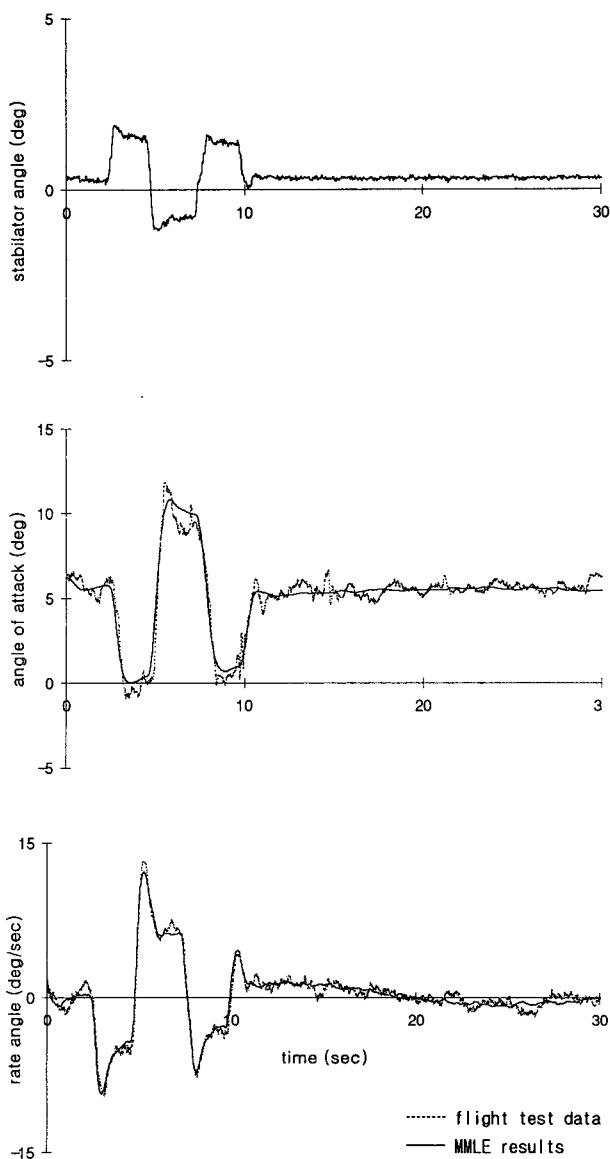


그림 2. 단주기 모드에 대한 MMLE와 비행데이터의 비교.

Fig. 2. Comparison of the results from MMLE and flight data for short period mode.

변수에 대한 것 보다 약 10배 정도로 크게 하여 매개변수를 추정하였으며, 최종적으로 추출된 매개변수는 물리적으로 적절하였다.

그림 2와 3은 각각 세로운동의 단주기 모드와 가로-방향운동의 더치-롤 모드에 있어서 실제의 비행시험과 최우추정법으로 추정된 매개변수의 시뮬레이션을 비교한 것을 나타내고 있는데 점선은 비행시험 결과를, 실선은 최우추정법으로부터 추정된 매개변수의 시뮬레이션 결과이다. 그림 2는 수평꼬리날개를 조종입력으로 하여 대기 속도와 키놀이각의 변화를, 그림 3은 방향키와 도움날개를 조종입력으로 하여 옆놀이각속도와 옆미끄럼각의 변화를 나타내었다. 그림 2와 3은 최우추정법으로 매개변수를 추출한 결과의 시뮬레이션이 비행시험 결과와 거의 일치하는 것을 보이고 있으며, 추출된 매개변수도 일반

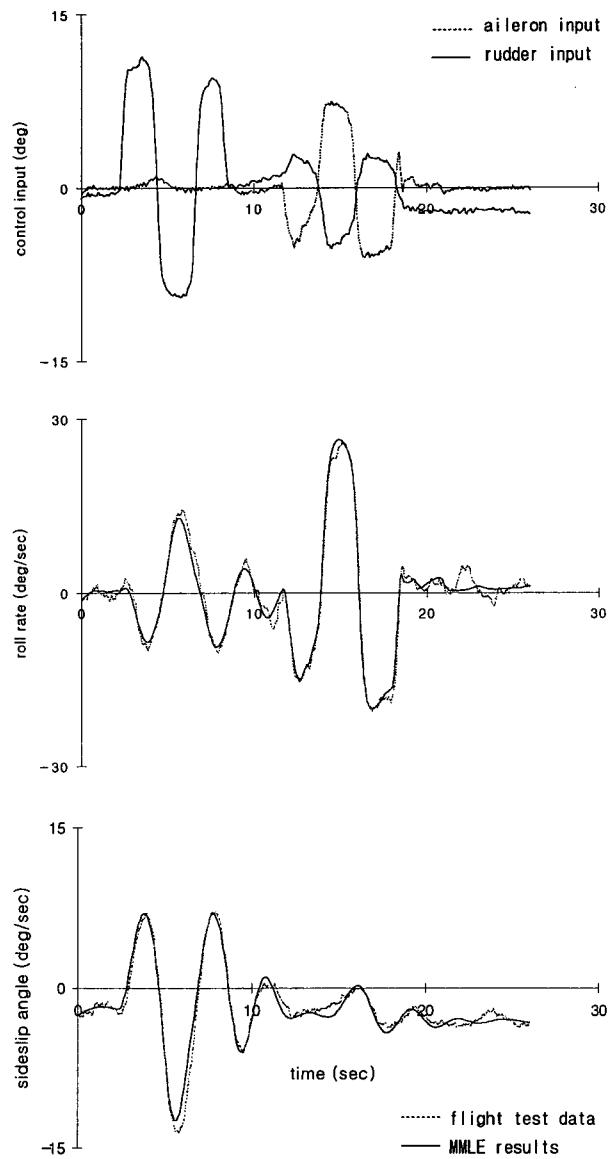


그림 3. 더치-롤 모드에 대한 MMLE와 비행데이터의 비교.

Fig. 3. Comparison of the results from MMLE and flight data for dutch-roll mode.

기종의 항공기와 비교할 때 물리적으로 상당히 타당하였다.

3. 추정된 매개변수 결과

비행시험으로부터 추정된 세로운동 및 가로-방향운동에 대한 안정/조종 미계수의 결과를 표 4와 5에 각각 나타내었다. 가로-방향운동에 대해서는 주요 미계수들이 일정 범위 내에 속하는 상당히 안정된 결과를 보였고, 세로운동에 있어서는 정적 비행시험으로부터 추출된 공력계수를 초기치로 한 후 가중치를 크게 한 후 추정하여 비교적 안정된 결과를 보였다. 특이할 만한 점은 창공-91은 수평꼬리날개가 엘리베이터 형식이 아닌 전구동 방식이므로 $C_{M\delta_e}$ 값이 타 기종에 비하여 다소 크다. 추정된 안정/조종 미계수들은 압축성 효과를 무시할 수 있는 대기속도 범위에서 작은 받음각의 초기상태에서의 비

행시험으로부터 추출되어 상수로 가정할 수 있었다. 이 값들은 초기상태의 대기속도나 받음각의 변화에 대하여 증가 또는 감소의 일관된 경향을 보이는 바는 없었으며, 비행시험중에 발생되는 돌풍에 의한 교란 등을 감안할 때 상당히 잘 추출된 결과라고 사료된다.

비행시험으로부터 추정된 매개변수들은 다양한 비행시험 결과의 평균값, 한번의 비행시험 결과치, 일정한 범위를 형성한 결과의 평균값 등으로 매개변수를 1차로 결정하였다. 1차로 결정된 매개변수들은 비행운동 방정식을 구성한 시뮬레이션 프로그램에 적용되어 매개변수 추정에 이용된 다양한 비행시험 자료의 조종입력으로 시뮬레이션 하였고 그 결과를 비행시험 결과와 비교하여 시행착오방법으로 가능한 한 많은 비행시험과 시뮬레이션의 경향이 일치하도록 매개변수를 조절하여 확정하였다.

표 4. 세로 안정/조종미계수 추정결과.

Table 4. Results of estimated stability/control derivatives for longitudinal motion.

(단위: RAD⁻¹)

	조종률 고정 단주기 운동		조종률 자유 단주기 운동	
	83 KCAS	90 KCAS	93 KCAS	103 KCAS
C _{Dtrim}	0.0901	0.0899	0.0873	0.0727
C _{Ltrim}	0.7641	0.6556	0.6575	0.4688
C _{Lα}	4.0707	4.0407	3.9229	3.7954
C _{Dα}	0.3017	0.4134	0.3694	0.2975
C _{Mα}	-0.6097	-0.6542	-0.6223	-0.5568
C _{Mα}	-5.7107	-5.5592	-5.3934	-5.8699
C _{Lδe}	0.23251	0.2229	0.2329	0.2748
C _{Mδe}	-8.1368	-8.4028	-7.3009	-7.1644
C _{Ma}	-14.8915	-14.6433	-14.2583	-13.6613

표 5. 가로-방향 안정/조종미계수 추정결과.

Table 5. Results of estimated stability/control derivatives for lateral-directional motion.

(단위 : RAD⁻¹)

	조종률 고정 더치률 운동				조종률 자유 더치률 운동			
	95 kts	88 kts	97 kts	91 kts	96 kts	91 kts	99 kts	79 kts
C _{Yβ}	-0.4177	-0.4424	-0.4340	-0.4338	-0.4041	-0.4008	-0.4193	-0.4449
C _{Nβ}	0.1454	0.1400	0.1397	0.1352	0.1416	0.1325	0.1374	0.1345
C _{Iβ}	-0.0877	-0.0841	-0.0839	-0.0755	-0.0892	-0.0830	-0.0731	-0.0858
C _{Yδa}	0.1182	0.1219	0.1129	0.1322	0.1111	0.1195	0.1058	0.1353
C _{Nδa}	-0.0021	-0.0045	-0.0033	-0.0001	-0.0053	-0.0008	-0.0024	-0.0032
C _{Iδa}	0.2574	0.2364	0.2418	0.2340	0.2553	0.2215	0.2195	0.2387
C _{Yδr}	0.0617	0.0825	0.0557	0.1148	0.0878	0.0978	0.0865	0.1159
C _{Nδr}	-0.0931	-0.0797	-0.0827	-0.0892	-0.0851	-0.0789	-0.0796	-0.0872
C _{Iδr}	0.0126	0.0115	0.0145	0.0075	0.0117	0.0150	0.0099	0.0129
C _{Vp}	0.1262	0.1248	0.1253	0.1241	0.1240	0.1248	0.1240	0.1247
C _{Np}	-0.0986	-0.0855	-0.0746	-0.1078	-0.0806	-0.0912	-0.0739	-0.1179
C _p	-0.5724	-0.5521	-0.5214	-0.5369	-0.5614	-0.5120	-0.4674	-0.5504
C _{Yr}	0.1802	0.1763	0.1836	0.1747	0.1744	0.1735	0.1737	0.1782
C _{Nr}	-0.1987	-0.1685	-0.1862	-0.1837	-0.1803	-0.1689	-0.1469	-0.1876
C _{ir}	0.1490	0.1500	0.1593	0.1541	0.1477	0.1593	0.1315	0.1880

IV. Simulation

1. 비행시뮬레이터에 대한 규정

비행시뮬레이터를 규정하는 법규로 국내에는 교통부훈령 제940호로 공포된 '모의비행훈련장치인정요령'이 있으며 여기에는 모의비행장치의 성능검사 허용오차에 대하여 규정하고 있다. 이 훈령에는 '모의비행훈련장치의 인정범위'가 규정되어 1) 비행훈련장치, 2) 제1종, 3) 제2종, 4) 제3종 모의비행장치로 종류가 구분되어 이들에 대한 인정허용범위를 구분하고 있다. 또한 이 훈령에는 성능검사 항목이 1. control checks, 2. taxi, 3. take-off, 4. climb, 5. longitudinal control, 6. lateral control, 7. landing, 그리고 별도로 8. motion system checks와 9. visual system으로 구분되어 있으며, 이에 대한 허용오차와 단계가 명시되어 있다[7].

FAA에서는 비행시뮬레이터에 대한 규정을 airplane simulator와 airplane flight training device로 구분하여 이를 각각 advisory circular 120-40B와 120-45A에 그 자격요건을 명시하였다. Simulator는 A부터 D까지 4개의 등급으로 분류되며, FTD는 1부터 7까지의 등급으로 나누어진다. FTD는 '장치에 장착된시스템의 범위까지 지상과 비행조건에서의 비행기를 표현하는데 필요로 하는 장비의 조립물 및 소프트웨어 프로그램을 포함하는 개방된 flight deck area 또는 밀폐된 항공기 cockpit에서 비행기의 계기, 장비, 패널 그리고 조종장치의 실물크기 복제품이며, force(motion) cueing이나 visual system을 필요로 하지 않는다'라고 정의되어 있다.

AC 120-45A에는 validation test에 대한 규정이 명시되어 있는데, 이는 크게 performance, handling qualities, testing으로 구분된다. 비행특성 부분에서 본 연구

표 6. 5등급 및 7등급에 대한 비행특성 입증시험 규정.

Table 6. Validation tests of handling qualities for level 5 and 7.

시험항목	시험내용	오 차	비행조건	해 설	비 고
세로운동	장주기 운동	1. 대표적인 감쇠의 주기 : $\pm 10\%$	순 항		5등급
	단주기 운동	1. 키놀이 : $\pm 1.5\text{도}$ 또는 키놀이각속도 : $\pm 2\text{도}/초$ 2. 수직 가속도 : $\pm 0.1\text{g}$	순 항		7등급에 한함
가로-방향 운동	옆놀이 응답 (옆놀이각속도)	1. 옆놀이각속도 : $\pm 10\%$ 또는 $\pm 2\text{도}/초$	순항 및 착륙 또는 접근		5/7등급 동일
	나선하강안정성	1. 적합한 경향	순 항		5등급
	더치 롤	1. 주기 : $\pm 10\%$ 2. $T_{1/2}$ 또는 T_2 : $\pm 10\%$ 또는 감쇠비 : ± 0.02	순항 및 접근 또는 착륙	추가요구사항 : 최대의 뱅크와 옆 미끄럼간의 시간차이가 $\pm 20\%$ 또는 1초	7등급에 한함

의 개발 목표 수준인 5등급의 규정, 그리고 7등급의 규정 중에서 본 연구내용과 관련있는 항목을 요약하여 표 6에 나타내었다. 그리고 이미 명시된 한계 내에서 비행기에 부합하는 FTD의 성능과 비행특성을 입증하기 위하여 작성된 문서인 인증시험 안내서(ATG, Approval Test Guide)를 근거로 하여 비행시험 및 시뮬레이션의 범위와 검증 항목을 결정하였는데, 대한항공이 보유하고 있는 쌍발 제트기인 Cessna Citation II에 대한 B등급인 flight simulator(Flight Safety사 제작)의 인증시험 안내서를 참조하였다[8].

2. 비행시뮬레이션

비행시험, 풍동시험, 그리고 해석적인 방법으로부터 구한 비행역학 매개변수들 또한 비행운동의 시뮬레이션을 위한 선형 미분방정식의 운동방정식에 적용하였다. FTD에 사용되는 비행 운동방정식은 편리성을 위하여 기체 좌표계 대신에 안정 좌표계를 채택하였다. 항공기의 운동은 세로운동과 가로-방향운동으로 구분되어 비행역학 매개변수를 포함하는 힘과 모멘트의 평형식으로 나타낼 수 있다. 항력계수, 측력계수, 그리고 양력계수는 다음과 같이 표현할 수 있다[9].

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{D\delta_e} \delta e$$

$$C_Y = C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_a} \delta a + C_{Y\delta_r} \delta r + b/2V_p(C_{Yp}p_s + C_{Yr}r_s)$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta e \quad (11)$$

항공기의 옆놀이계수, 키놀이계수, 그리고 빗놀이계수는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_l = C_{l\beta} \beta + C_{l\delta_a} \delta a + C_{l\delta_r} \delta r + b/2V_p(C_{lp}p_s + C_{lr}r_s)$$

$$C_M = C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha + C_{M\delta_e} \delta e + c/2V_p(C_M \dot{\alpha} + C_{Mq}q_s) \quad (12)$$

이와 같은 비행역학 매개변수로 구성된 운동 방정식을 기본으로하여 엔진출력, 관성모멘트, 받음각 및 옆 미끄럼각 등을 포함한 비행운동식을 FTD에 적용하였다. FTD의 비행운동 시뮬레이션 능력을 검증하기 위하여, 매개변수 추정을 위한 비행시험과는 별도로 실시된 비행

시험에서의 조종입력과 동일한 자료를 적용한 후 비행운동 결과를 시뮬레이션 하였다. 조종입력이 가해진 후, 안정 좌표계에서 $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ 를 시간에 대하여 적분하여 α , β 를 구하고 이들을 (11)과 (12)에 넣어 계산된 CD, CL 등의 운동계수 값으로부터 항공기에 작용하는 6자유도의 힘과 모멘트를 계산할 수 있다. 모멘트 평형식으로부터 계산된 각각속도 \dot{p} , \dot{q} , 그리고 \dot{r} 를 시간에 대하여 적분하여 각속도를 구할 수 있으며, 이들을 시간에 대하여 적분한 후 기체 좌표계로 변환하여 항공기의 자세를 생성한다. 또한 항공기에 작용하는 힘의 평형식으로부터 구한 가속도 A_x , A_y , A_z 를 관성 좌표계로 변환하여 지정된 기준점에 대하여 x, y, 그리고 z-방향 각각에 대한 속도성분을 시간에 대하여 적분하므로써 항공기의 위치를 파악할 수 있다.

3. 시뮬레이션 결과

FTD의 비행운동 시뮬레이션은 다양한 항목에 대하여 비행시험과 동일한 조건 및 형상에서 동일한 입력을 통하여 생성된 결과를 비행시험의 결과와 비교하였다.

세로운동에 대한 결과는 그림 4와 그림 5에 나타내었는데 그림 4에는 압력고도 3150ft에서 92kts의 대기속도로 트림한 후 수평꼬리날개에 더블릿 입력을 통하여 단주기 운동을 발생시켜 받음각, 대기속도에 대하여 FTD 시뮬레이션 결과를 비행시험과 비교하였다. 그림 5에는 압력고도 3200ft, 대기속도 92kts를 초기치로 하여 장주기운동을 발생시킨 후, 받음각, 압력고도, z-방향 가속도, 키놀이각속도, 상승율에 대한 비교치를 나타내었다.

가로-방향운동에 대한 결과는 그림 6에서 9에 나타내었다. 그림 6은 3135ft의 압력고도에서 94kts의 대기속도로 트림한 후 더치-롤을 발생시켜 옆놀이각속도와 옆미끄럼각에 대한 FTD 시뮬레이션 결과를 비행시험과 비교한 것이다. 그림 7에는 3165ft의 압력고도, 95kts의 대기속도로 순항하면서 도움날개에 더블릿 입력을 통하여 옆놀이 운동을 발생시켜 옆미끄럼각, 빗놀이각속도에 대한 결과를 나타내었다. 그림 8은 3170ft의 압력고도에서 73kts의 대기속도로 접근하면서 옆놀이 운동을 발생시켜

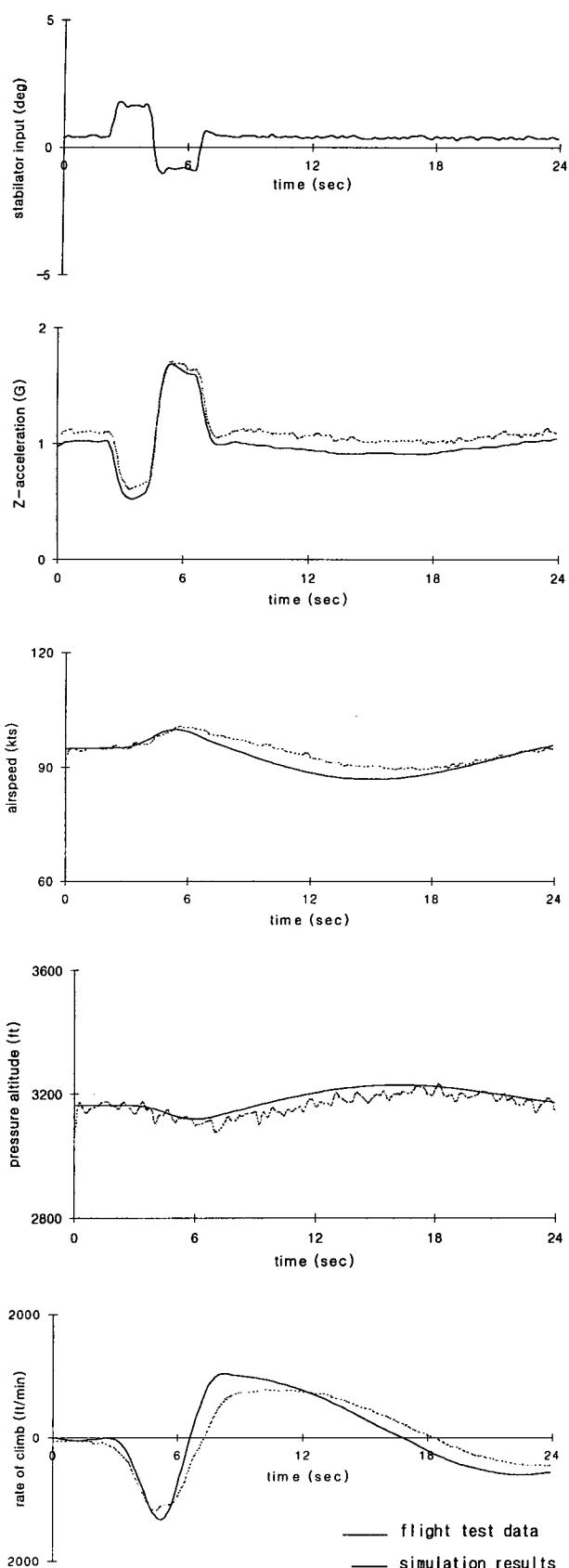


그림 4. 단주기 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 4. Comparison of the results from simulation and flight data for short period mode.

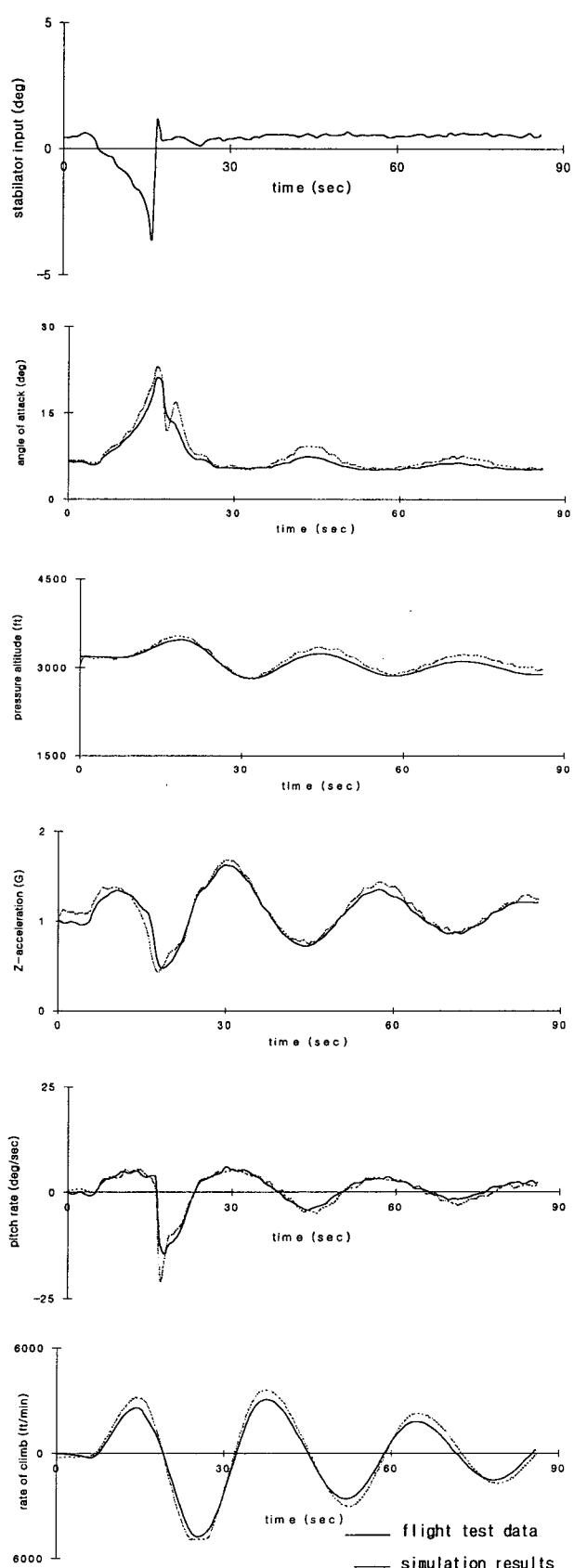


그림 5. 장주기 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 5. Comparison of the results from simulation and flight data for phugoid mode.

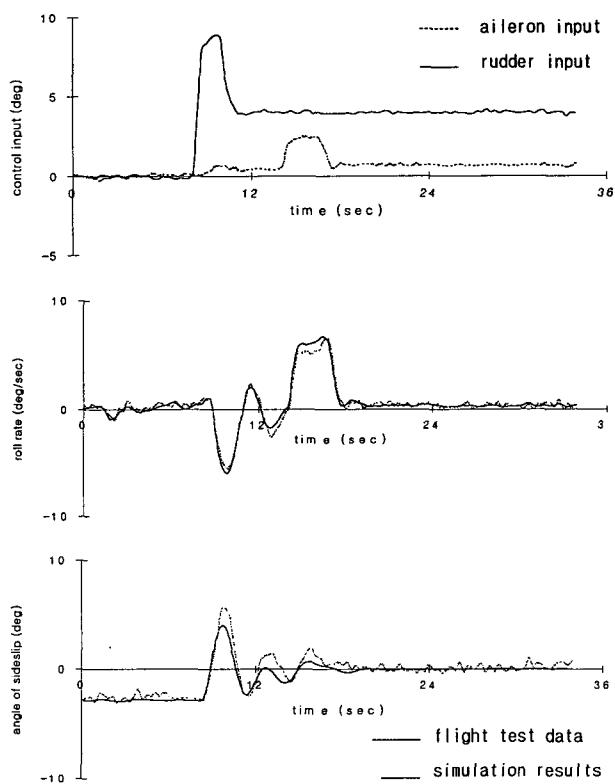


그림 6. 더치-롤 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 6. Comparison of the results from simulation and flight data for dutch-roll mode.

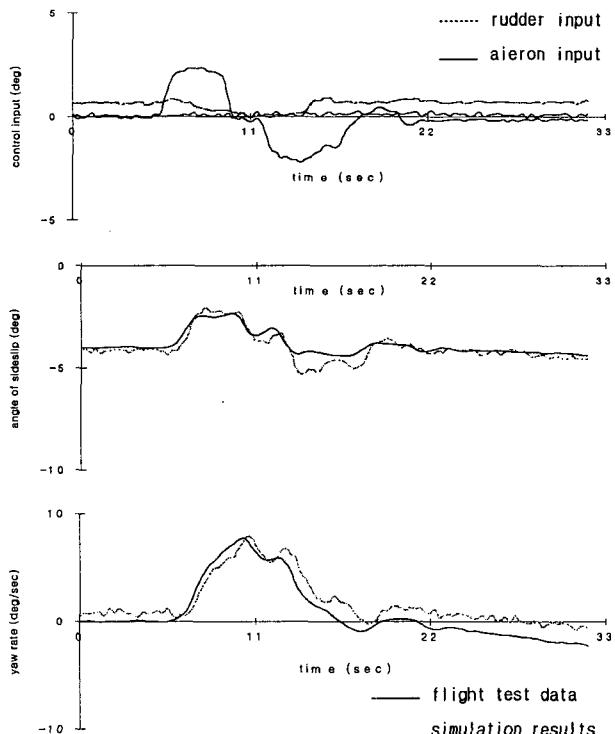


그림 7. 옆놀이(순항) 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 7. Comparison of the results from simulation and flight data for roll mode (cruise).

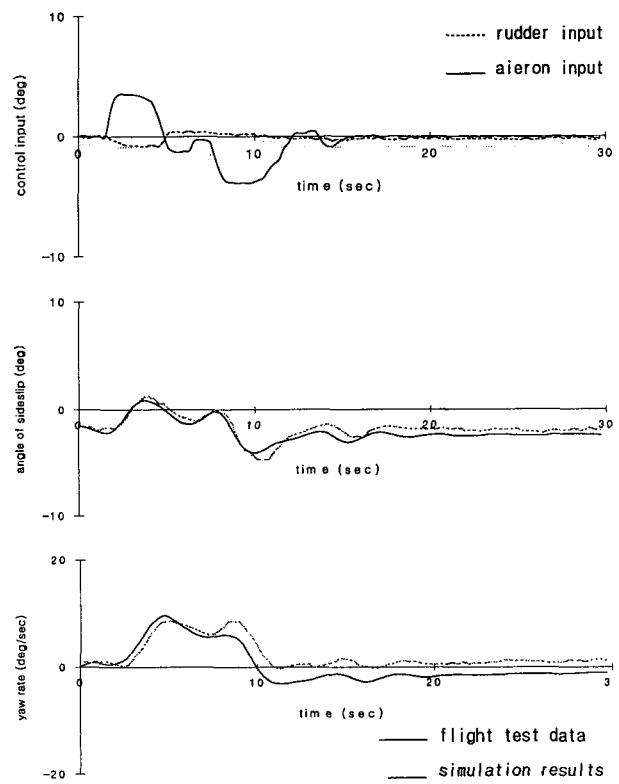


그림 8. 옆놀이(접근) 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 8. Comparison of the results from simulation and flight data for roll mode (approach).

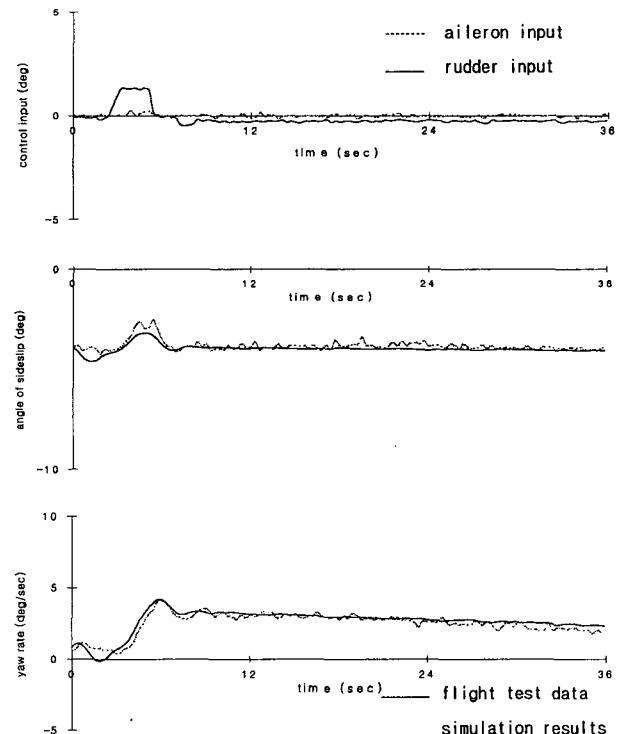


그림 9. 나선 모드에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교.

Fig. 9. Comparison of the results from simulation and flight data for spiral mode.

옆미끄럼각, 빗놀이각속도에 대한 FTD시뮬레이션 결과를 비행시험과 비교한 것이다. 그림 9에는 85kts의 대기 속도로 3305ft의 압력고도에서 나선안정성에 대한 비행시험과 시뮬레이션의 결과를 옆미끄럼각, 빗놀이각속도를 나타낸 것이다.

4. 비행시뮬레이션의 평가

단주기운동의 경우 참고문헌 [1]의 규정에는 5등급의 경우에는 요구사항이 없지만 7등급의 경우에는 1) 키놀이각이 ± 1.5 또는 키놀이각속도가 $\pm 2\text{도}/초$, 2) 수직가속도에 대하여 $\pm 0.1\text{g}$ 의 허용오차 범위를 규정하고 있다. FTD의 시뮬레이션 결과 키놀이각과 키놀이각속도에 있어서 오차한계를 약간씩 벗어 났으며(그림 10, 11), z-방향의 가속도의 경우에도 허용오차한계를 약간 벗어나 7등급을 만족하지 못했다(그림 12).

장주기운동에 있어서는 5등급은 대표적인 값의 주기가 $\pm 10\%$ 가 허용오차 한계이지만, 7등급에서는 1) 주기가

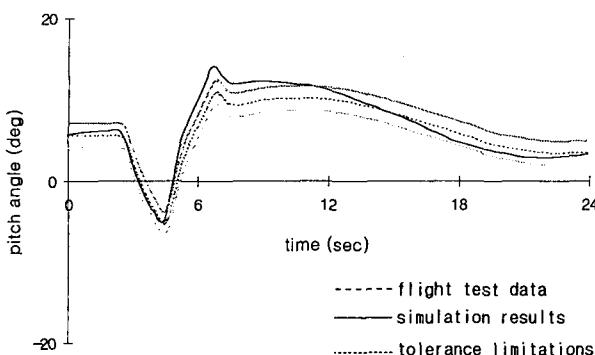


그림 10. 단주기 모드의 키놀이각에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(7등급 기준).

Fig. 10. Comparison of the results from simulation and flight data of pitch angle for short period mode (For level 7).

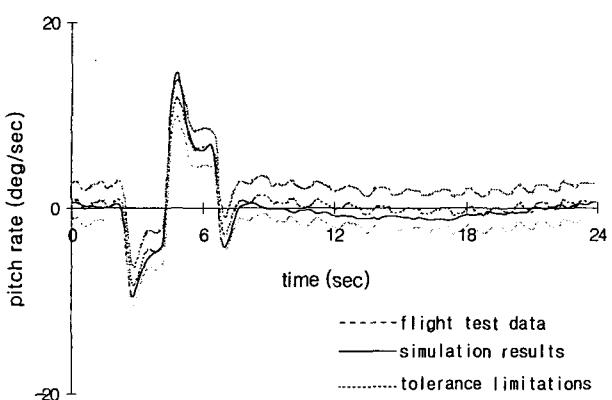


그림 11. 단주기 모드의 키놀이각속도에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(7등급 기준).

Fig. 11. Comparison of the results from simulation and flight data of pitch rate for short period mode (For level 7).

가 $\pm 10\%$, 2) 감쇠의 $T_{1/2}$ 또는 T_2 가 $\pm 10\%$ 이든지 감쇠비가 ± 0.02 로 허용오차가 되어 있다. 대기속도에 대한 FTD의 시뮬레이션 결과가 1)의 경우는 아주 만족스러웠으며(그림 13), 2)의 경우는 비행시험 결과가 조종입력이 가해진 후 정점 1을 기준으로 하여 정점 3에 이르렀을 때 진폭이 0.419로 감쇠되었는데, 이 때에 진폭이 $\frac{1}{2}$ 로 감쇠되는데 소요되는 시간인 $T_{1/2}$ 의 오차가 1.34%가 되어 7등급의 허용오차한계 $\pm 10\%$ 내에 들어왔다. 또한 정점 2의 진폭 오차가 6.21%, 정점 2와 4사이에서 주기 및 감쇠비의 오차가 2.07%와 0.0065를 보여 장주기 운동의 시뮬레이션 결과는 상당히 정확했다.

옆놀이응답에 있어서 순항, 접근의 경우 모두 옆놀이각속도가 $\pm 10\%$ 의 허용오차 한계 내에 있어 5등급, 7등급을 만족하였고(그림 14, 15), 나선안정성에 있어서도 적합한 경향을 보여 5등급의 규정을 만족하였다.

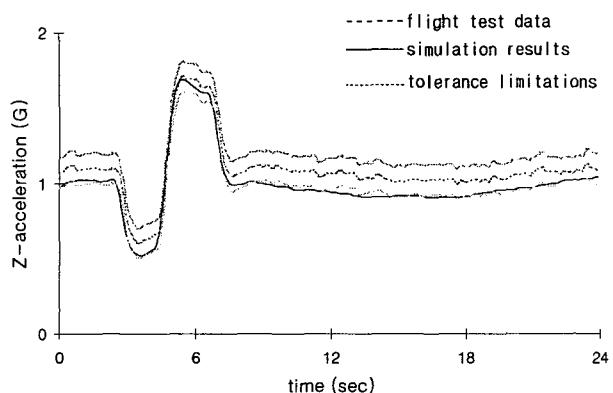


그림 12. 단주기 모드의 z-가속도에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(7등급 기준).

Fig. 12. Comparison of the results from simulation and flight data of z-acceleration for short period mode (For level 7).

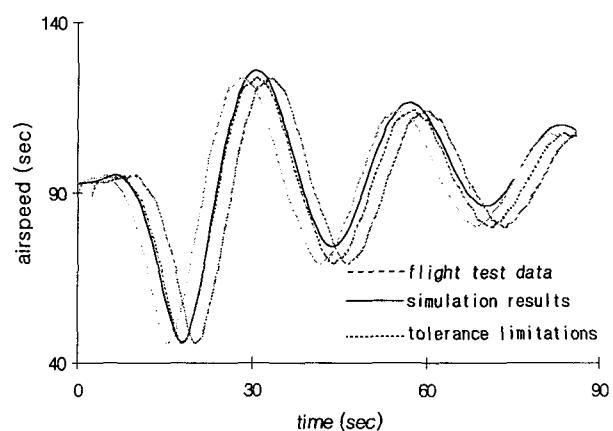


그림 13. 장주기 모드의 대기속도에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(7등급 기준).

Fig. 13. Comparison of the results from simulation and flight data of airspeed for phugoid period mode (For level 7).

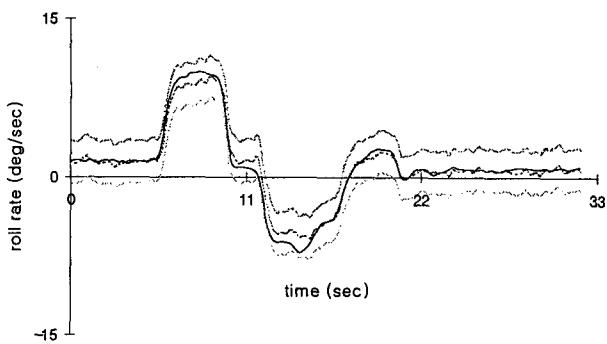


그림 14. 옆놀이 응답(순항)의 옆놀이각속도에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(5 및 7등급 기준).

Fig. 14. Comparison of the results from simulation and flight data of roll rate (cruise) for roll response (For level 5 & 7).

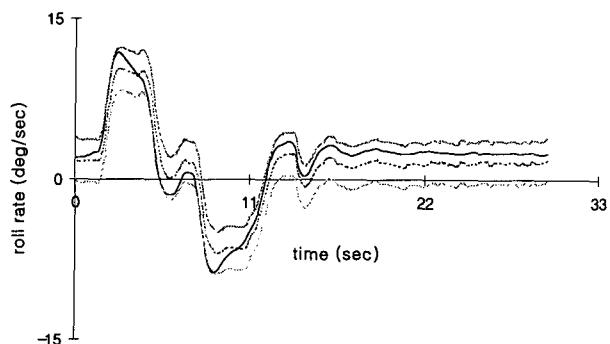


그림 15. 옆놀이 응답(접근)의 옆놀이각속도에 대한 시뮬레이션과 비행데이터의 비교(5 및 7등급 기준).

Fig. 15. Comparison of the results from simulation and flight data of roll rate (approach) for roll response (For level 5 & 7).

V. 결론

창공-91은 압축성 효과를 고려할 필요가 없는 아음속의 경비행기로서 높은 받음각의 고기동 비행을 하지 않아 받음각이나 옆미끄럼각에 대한 비행영역이 넓지 않다. 또한 AC120-45A[1]의 규정에는 실속항목에 대하여 FTD 7등급에만 실속속도와 실속경고에 대한 규정만 있을 뿐, 그 밖의 등급에는 규정이 없으며, 창공-91에 비하여 비행영역이 넓은 Cessna Citation II 쌍발 제트기에 대한 B등급 시뮬레이터의 인증시험 안내서[7]에도 실속직전까지의 시뮬레이션만 수행되어 있어 창공-91 FTD의 비행모델에 있어서 비선형을 고려할 필요가 없었다.

시뮬레이션과 비행시험을 비교한 결과, 단주기, 장주기, 나선하강, 옆놀이응답, 더치-롤등 비행특성 부분에 있어서 대부분의 항목에서 AC120-45A의 7등급의 FTD 수준에는 약간 못 미치지만 5등급에는 적합한 수준을 보였다. 매개변수 확정 및 시뮬레이션을 수행하므로써 국내 자체기술로서 항공기의 설계 및 제작에서부터 비행시험, 시뮬레이터 제작까지 완성할 수 있는 능력을 갖추게 되었다.

참고문헌

- [1] "Airplane flight training device qualification," *Advisory Circular No. 120-45A*, Federal Aviation

Administration, May 1991.

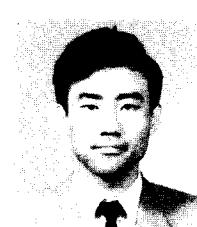
- [2] "Flight test guide for certification of normal, utility, and acrobatic category airplanes," *Advisory Circular No. 23-8A*, Federal Aviation Administration, Feb., 1989.
- [3] D. G. Hamel and R. V. Jategaonkar, "Evaluation of flight vehicle system identification," *J. of Aircraft*, vol. 33, no. 1, Jan.-Feb., 1996.
- [4] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill Book Company, 1989.
- [5] R. E. Maine and K. W. Iliff, "The theory and practice of estimating the accuracy of dynamic flight-determined coefficients," *NASA Ref. Publ. 1077*, July, 1981.
- [6] "모의 비행훈련장치인정요령," 교통부 훈령 제940호, Sep., 1991.
- [7] 한국항공우주연구소, "다목적 소형항공기 개발연구," 과학기술처, 1989-1992.
- [8] "Approval test guide KAL Citation II, level B," Flight Safety, *International Simulation Systems Division*, 1992.
- [9] R. M. Howe, "Six-degree-of freedom flight simulation," Application Report, *Applied Dynamic International*, Dec., 1988.

황명신

1952년생. 1979년 한국항공대학 항공기계공학과 졸업. 1981년, 1984년 Aix-Marseille II대 석사, 박사. 1985년-1990년 대한항공 항공기술연구소, 1990년-현재 한국항공대학교 항공기계공학과 교수. 관심분야는 비행시험 및 Parameter Identification, 시뮬레이터 개발.



이정훈



1961년생. 1984년 한국항공대학 항공기계공학과 학사, 1986년 한국항공대학 항공공학과 석사. 1989년-현재 대한항공 항공기술연구소 연구원. 1994년-현재 한국항공대학교 항공공학과 박사과정. 관심분야는 비행시험 및 Parameter Identification, 시뮬레이터 개발.