

# FAA AC120-40B Level D급 고등훈련기 시뮬레이터 비행역학 모델 개발

## Development of FAA AC120-40B Level D Flight Dynamics Model for T-50 Full Mission Trainer

전대근\* (한국항공우주연구원), 이세원, 백진수 (도담시스템스)

### 1. 서론

FAA AC120-40B[1]는 고정익 항공기 시뮬레이터에 대한 평가 및 인증 관련 요구사항을 기술한 문서로서, T-50 고등훈련기 전술훈련 시뮬레이터(이하 FMT, Full Mission Trainer)는 비행성능 및 조종성에 대해 AC120-40B에서 규정한 Level D급을 준수하도록 요구되었다.

AC120-40B에서 요구한 비행성능 및 조종성 관련 항목은 Level D의 경우, Ground Taxi에서부터 Maneuver, Landing에 이르기까지 총 56개 항목에 이르며, 이들 각 항목들에 대해서는 주요 비행관련 변수들을 비행시험 데이터와 비교하여 오차 범위가 AC120-40B에서 규정한 값 내에 있음을 증명하여야 한다.

본 연구개발에서는 AC120-40B에서 규정한 시험 항목 중, 다발엔진 및 순수 민항기 관련 8 항목을 제외하고, 군용 항공기 특성상 포함시켜야 할 7 항목을 추가하여 총 55개 시험 항목에 대해 비행시험 데이터와 시뮬레이션 결과를 비교 시험 평가하였다. 이를 위해 우선 항공기 운동과 관련한 각종 데이터 및 모델을 기반으로 T-50 실시간 비행역학 모델을 개발하였다. 또한 각 시험 항목과 관련한 비행시험 기동을 세분화하여 관련 비행시험 데이터를 확보하였으며, 시뮬레이션과의 비교 평가 및 튜닝을 위해 AC120-40B Level D에서 필수적으로 요구하는 자동시험 도구인 AFT (Automatic Fidelity Tester) 및 STA (Simulation Test Analyzer)를 개발하였다. 이후 약 11개월간의 시험평가 및 튜닝 Iteration을 거쳐 모든 대상 시험 항목에 대해 Tolerance를 만족하도록 하였으며, 그 결과를 최종 시험평가문서인 QTG (Qualification Test Guide)[2]에 수록하였다.

그림 1은 비행역학 모델 및 Validation 시험 환경의 개략도를 보여준다.

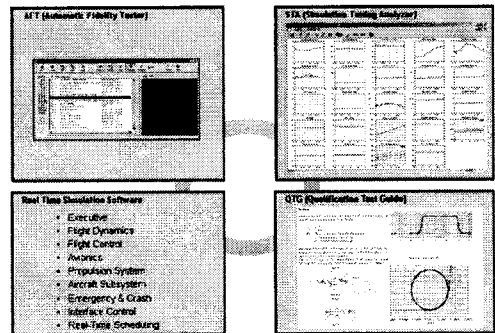


그림 1. 비행역학 모델 및 Validation 시험 환경

### 2. 비행역학 기본 모델

항공기 운동의 실제와의 유사성 여부는 최종적으로 비행시험 데이터와 시뮬레이션 데이터의 비교에 의해 결정되지만, 이와 같은 모의 충실도의 관건은 항공기에 작용하는 힘 모멘트 요소 즉, 공력, 추진, 중량 및 평형, 지면반력 등에 의한 힘 모멘트를 어떻게 모델링하여 통합하고 튜닝하는지에 달려 있다.

T-50 FMT 비행역학 모델 개발 단계는 비행시험 데이터를 이용한 튜닝 이전과 이후로 구분할 수 있다. 비행시험 데이터 적용 이전 단계의 목표는 항공기에 작용하는 힘 모멘트 요소와 관련한 데이터 및 모델을 확보하여 적용하고, 이후 수행할 비행시험 데이터와의 비교 시험 및 튜닝을 위한 제반 환경을 구축하는 것이다.

비행역학 모델 개발을 위해 항공기 체계개발 기간동안 총 2,400 시간에 걸쳐 수행된 바 있는 T-50 저/고속/로터리밸런스/강제진동 풍동시험 데이터를 기준으로 훈련 시뮬레이터 특성에 맞게 공력 데이터베이스를 구축하였으며, 엔진 제작사에서 제공한 엔진 Cycle Deck에 의한 해석 결과인 정상상태 항공기 장착 엔진성능 데이터를 바탕으로 엔진 모델을 개발하였다. 또한 중량 및 평형 데이터에 대해서는 시제기를 실측하거나 CATIA 데이터로부터 추출한 데이터를

적용하였으며, 지면 반력 모델링은 항공기 형상 데이터 및 랜딩기어 제작업체에서 제공하는 기본적인 성능데이터를 이용하여 수행하였다. 비행제어 모델은 실제 항공기의 비행제어 컴퓨터에 내장되는 비행제어법칙을 Rehosting하여 적용하였다. 그림 2는 이상의 내용을 바탕으로 설계된 시뮬레이션 소프트웨어의 Data Flow Diagram의 예를 보여준다.

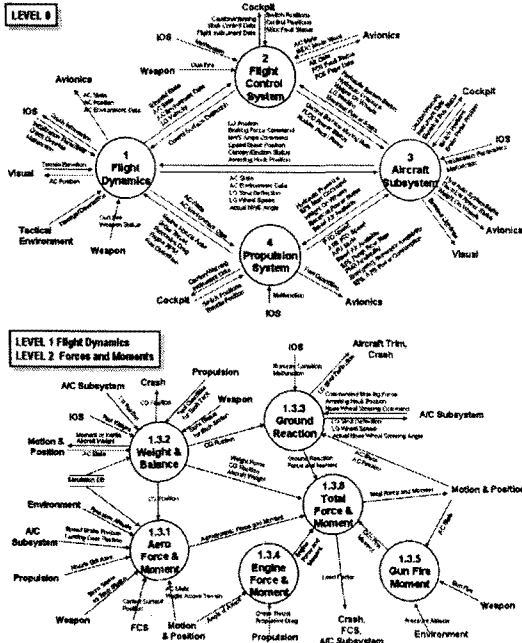


그림 2. Data Flow Diagram 예

### 3. 자동 시험 도구 개발

앞서 언급한 바와 같이 AC120-40B Level D는 시뮬레이터 평가를 위해 자동 시험 도구를 필수적으로 요구하는데, 그 이유는 자동 시험이 아닌 조종사에 의한 수동 시험에 의하면 비행 시험 시의 조종사 입력을 정확히 재현하는 것이 현실적으로 어렵고, 또한 시뮬레이터 납품 이후의 유지 보수(Recurrent Evaluation)를 위해 주기적으로 동일한 시험을 자동으로 수행해야 할 필요가 있기 때문이다.

본 연구개발에서는 비행시험 데이터로부터 조종입력을 자동 생성하여 실시간 시뮬레이션에 입력(Injection)하고, 그에 따른 시뮬레이션 결과를 저장하는 기능을 가진 AFT(Automatic Fidelity Tester)와 비행시험 결과 및 시뮬레이션 결과를 비교 Plot 하고, Pass or Fail을 판단하는 후처리 툴로서 STA (Simulation Test Analyzer)를 개발하였다.

그림 3은 자동 시험 구조도로써, 실시간 시뮬레이션과 자동시험 도구인 AFT, 후처리 툴인 STA 간의 관계 및 데이터 흐름도를 보여준다.

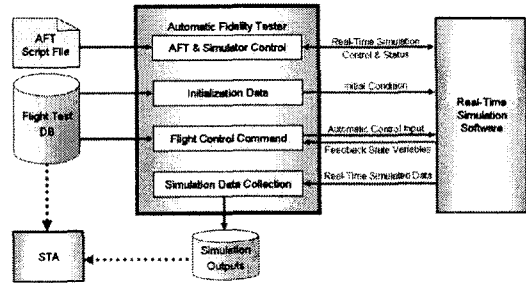
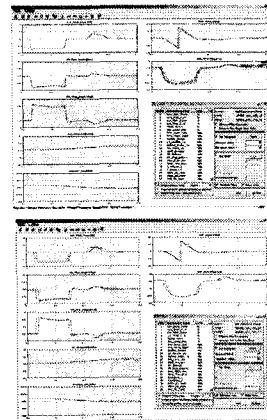


그림 3. 자동 시험 구조도

AFT의 특징 중 하나는 AFT가 개발 환경 내에서만이 아니라 최종 운영 및 시험환경에서도 동일한 기능으로 작동한다는 사실이다. 이러한 시뮬레이터의 개발환경, 시험환경, 운영환경의 일치는 시뮬레이터 개발 과정에서 흔히 나타나는 개발환경과 통합 운영환경의 차이에 의한 비행특성 차이를 사전에 배제하는 역할을 한다. 또한 AFT는 필요시 조종사가 직접 시뮬레이터에 시승하여 그 결과를 비행시험 데이터와 비교하는 '수동시험' 기능도 보유하고 있다. 그림 4는 Roll Response 기동에 대해 자동시험과 수동시험 결과를 비교하여 보여주고 있다.



(a) 자동 시험 결과 (b) 수동 시험 결과  
그림 4. 자동시험/수동시험 비교(Roll Response)

그림에서 보는 바와 같이 수동시험을 위해 시뮬레이터 시험 조종사는 비행시험 시의 조종사 조작을 사전에 숙지하여 적절한 시간에 적절한 기동을 수행하였으며, 그 결과가 자동시험의 결과와 유사함을 보였다. 하지만, 자동시험은 조

중사의 입력을 그대로 재현하는 반면, 수동시험은 다소의 입력 오차를 보여주고 있으며, 이는 시험 결과 상 차이를 유발하고 있다. 이와 같은 이유로 Tolerance 적용은 그림에서와 같이 자동 시험 결과를 이용해서 수행하고, 수동 시험은 그 결과를 조종사의 실질적인 운영 환경 하에서 보증하는 역할을 담당하게 된다.

**4. 비행시험 데이터 확보**

FAA AC120-40B는 비행성능 및 조종성 관련 Validation Test를 위해 요구되는 각종 기동에 대한 비행시험 데이터를 필수적으로 요구한다. 그러나 AC120-40B는 각 비행기동에 대한 상세 절차는 포함하고 있지 않으며, 통상 관련 내용은 The Royal Aeronautical Society에서 제공한 Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook[3] 등을 참고하여 개발하게 된다. 본 연구에서는 Level D급 시뮬레이터 개발 경험이 있는 업체인 미국 NLX 사의 기술지원을 받아 상기 Handbook 등의 문헌을 바탕으로 전형적인 시험절차를 정의하였다. 그림 5는 Power Change Dynamics에 대한 시험 절차의 한 예를 보여 준다.

<b>Test Name</b>	Power Change Dynamics
<b>Objective</b>	This test is used to determine the aircraft dynamic response due to a thrust change.
<b>Automatic Test Procedure</b>	a. Automatic Fidelity Tester (AFT) will initialize and trim simulator at the required Test Initial Conditions. b. AFT will replicate the pilot's inputs and stop recording when the test is complete.
<b>Manual Test Procedure</b>	a. Automatic Fidelity Tester (AFT) will initialize and trim the simulator at the required test Initial Conditions. b. Rapidly move the throttle to IDLE. c. Do not make any controls or trim input. d. Allow aircraft to respond freely. e. Record data for 10 seconds. f. Stop recording.
<b>Tolerance</b>	a. $\pm 3$ Knots Airspeed b. $\pm 100$ Feet (30 Meters) Altitude c. $\pm 20\%$ or $\pm 1.5^\circ$ Pitch

그림 5. 시험 절차 작성 예

정의된 시험 절차를 기준으로 절차에 합당한 비행시험 해당 소트의 데이터를 확보한 후, 시험 대상이 되는 비행시험구간을 설정하였으며, 이를 기준으로 자동시험도구인 AFT 운용에 필요한 대기 조건을 포함한 초기 조건과 시험 시나리오 관련 스크립트를 작성하였다.

**5. 비행성능 및 조종성 튜닝**

**5.1 Component Test**

비행성능 및 조종성 평가를 위한 자동 시험에

앞서 항공기에 작용하는 힘 모멘트 요소와 관련된 개별 모델 즉, 공력 모델, 중량 및 평형, 추진 모델, 지면동역학 모델, 비행제어 모델에 대한 Component Test를 진행하였다.

비행역학 모델 통합 이후에는 항공기 전 비행 영역에 걸쳐 Trim Test를 수행하였으며, 그 결과가 기존 운영 중인 T-50 조종성 평가 시뮬레이터 (HQS, Handling Quality Simulator)의 Core Module인 ATLAS의 해석 결과와 유사한지 시험하였다. 그림 6은 Trim Test의 한 예로서 두 결과 간의 차이는 거의 없음을 볼 수 있다.

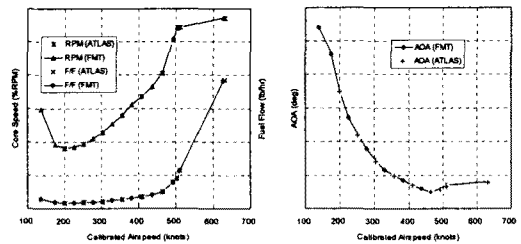


그림 6. Trim Shot 비교 (ATLAS vs. FMT)

**5.2 튜닝 방법 및 순서**

한편, '시뮬레이터 간 Trim Point 비교'와 달리 '비행시험 데이터를 이용한 Time History 비교'는 튜닝 착수 이전에는 거의 전 시험 항목에 걸쳐 Level D에서 요구한 Tolerance를 벗어나는 결과를 보였다. 이는 기 확보된 시뮬레이터 실제 데이터의 정확도 및 모델의 완성도가 한 요인이겠으나, 다른 한편으로는 그만큼 Tolerance 요구도가 엄격하다는 반증이기도 하다.

시험 및 튜닝에 있어 중요하게 고려되어야 할 사항으로는 튜닝 방법 및 순서가 있다. 먼저 튜닝 방법으로는 MMLE (Maximum Likelihood Estimation) 등의 Parameter Identification 방법을 고려할 수 있겠으나, AC120-40B에서 요구하는 시험 항목의 다양함, Tolerance의 엄격함 등으로 인해 그림 7에서 보여지는 절차와 같이 수동적인 튜닝 방법을 채택하였으며, 이는 Level D급 시뮬레이터 개발경험이 있는 해외업체에서 사용한 방식과 동일하다.

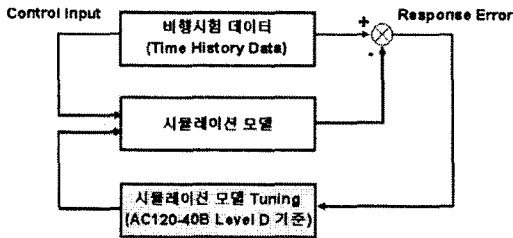


그림 7. 비행역학 모델 튜닝 절차

다음으로 튜닝 순서와 관련하여서는, 모든 시험 항목이 사소한 튜닝 과정에서도 상호 영향을 필연적으로 줄 수밖에 없으므로, 기본적으로 순차적인 방법을 사용할 수 없으며 따라서 상호 연관성을 염두에 둔 Iteration을 방식을 사용하는 것이 불가피하다. 다만 시험 항목 간 상호 영향력 정도 및 시험 내용의 유사성 등을 고려하여 기본적인 순서를 정하거나 그룹화는 할 필요가 있다. 즉, 다른 시험 항목에 영향력이 큰 항목에 대해 튜닝을 선 수행하고, 상호 연관성이 있는 시험항목에 대해서는 동시 다발적으로 시험하여 값의 변경 정도를 조율하여야 한다.

### 5.3 엔진 튜닝

본 연구에서는 다른 튜닝에 앞서 엔진 관련 시험 및 튜닝을 선 수행하였다. 그 이유는 엔진 관련 변수는 PLA (Power Lever Angle), 고도, 속도, 대기 온도만의 함수이고, 공력계수 혹은 비행제어 관련 사항으로부터 영향을 받는 사항이 상대적으로 적은 반면, 항력 및 그에 따른 항공기 성능에는 직접적인 영향을 주기 때문이다. 엔진 튜닝 과정에서 유의하여야 할 사항은 엔진 추력이 비행시험으로부터 직접 측정되는 값이 아닌 이유로 직접적인 튜닝은 용이하지 않으나, 특정 비행조건에서 RPM이 실제와 유사하다면 RPM과 추력간의 관계는 Engine Cycle Deck의 결과를 변경 없이 쓰더라도 오차의 정도가 작다는 사실이다. 따라서 엔진튜닝에 있어, RPM에 대한 튜닝을 선 수행하고 RPM에 따른 추력 값은 불가피한 경우가 아니면 Cycle Deck의 결과를 변경 없이 사용하는 것이 일반적이다. 원활한 RPM 튜닝을 위해 엔진모델 개발 시 엔진 Cycle Deck 결과를 기존 PLA의 함수에서, 그림 8과 같이 RPM의 함수로 변경하여 데이터베이스를 구축하고 모델을 구성하였다.

$$\begin{aligned} \text{RPM} &= f(\text{PLA, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{Thrust} &= f(\text{PLA, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{Fuel Flow} &= f(\text{PLA, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{EGT} &= f(\text{PLA, Altitude, Mach, Temperature}) \\ &\dots \end{aligned}$$



$$\begin{aligned} \text{RPM} &= f(\text{PLA, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{Thrust} &= f(\text{RPM, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{Fuel Flow} &= f(\text{RPM, Altitude, Mach, Temperature}) \\ \text{EGT} &= f(\text{RPM, Altitude, Mach, Temperature}) \\ &\dots \end{aligned}$$

그림 8. 엔진 데이터베이스 구성

RPM을 비롯한 엔진 관련 특성에 대한 튜닝은 AC120-40B에서 요구한 전 시험항목의 정상상태 조건에서 모두 수행하였으며, 그림 9는 이중 RPM에 대한 튜닝 결과를 보여준다.

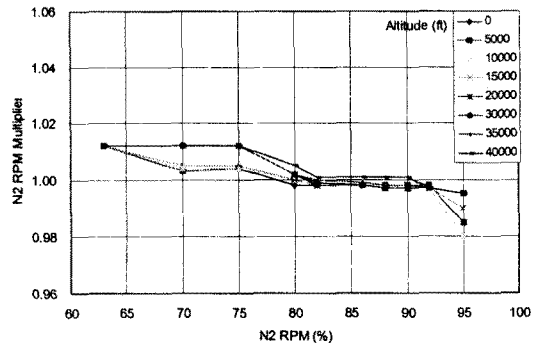


그림 9. 정상상태 N2 RPM 튜닝 결과

정상상태에 대한 튜닝이 완료된 이후에는 엔진 반응 특성에 영향을 주는 변환 함수(Transfer Function)의 시상수를 비행시험 데이터와 비교하여 조정함으로써 엔진 Transient 성능을 튜닝하였다.

### 5.4 비행제어 튜닝

다음으로 일반적인 절차에 따라 비행제어에 대한 튜닝을 고려할 수 있으나, T-50의 경우 실제 항공기에 내장된 비행제어법칙을 Rehosting 하는 개념이고, 스틱, 쓰로틀, 러더 등의 조종간 역시 실장비를 그대로 사용하므로, Component Level에서 기 완료한 시험 이외의 시험은 기본적으로 불필요하다. 다만 AC120-40B에서 요구하는 바와 같이 지상에서 조종간 작동에 따른 조종면 변위에 대해서는 공식적으로 시험하여, 그 결과가 비행시험 데이터와 비교하여

Tolerance 내에 있음을 보였다.

5.5 공력 및 지면반력 튜닝

마지막으로 튜닝 전체의 대부분을 차지하는 공력 및 지면동력학 관련 튜닝을 수행하였다. 공력에 대한 튜닝은 기동의 종류별로 그룹화하여 진행하였는데, 크게는 트림/상승/하강 등의 (준)정상 상태 비행을 시작으로 단주기 운동, 롤 기동 등 기동 비행의 순으로 진행하였고, 이착륙 특성은 마지막에 지면반력과 함께 튜닝하였다.

세로축 정적 공력계수 보정을 위해 이착륙 및 지상 작동을 제외한 나머지 전 시험의 초기 정상상태 조건에 대해 CD, CL, Cm에 대한 튜닝을 수행하였으며, 이들은 Increment 형태로 테이블화하여 모델에 추가하였다.

한편 가로/방향 정적 공력계수는 Steady State Sideslip 시험을 통해 1차로 Tuning을 수행하되, 이 항목의 경우 Handling Quality 시험항목에 포함된 기동 시험 항목들에도 역시 영향을 주기 때문에 이들을 고려하여 동시 튜닝을 수행하였다. 이런 상황은 동안정 계수 튜닝할 때도 공히 적용되는 내용으로, 특정 기동에 대한 Tolerance를 만족시키기 위한 사소한 튜닝은 다른 기동의 시험 결과에 영향을 주게 되므로, 튜닝은 신중하게 그리고 물리적인 결과를 예측해 가면서 수행하여야 한다. 예를 들어, Rudder Response 특성을 보정하기 위해  $C_{n\beta}$ 에 일부 변경을 가한다면, 이는 불가피하게 기 튜닝한 Steady State Sideslip뿐만 아니라 Dutch Roll 특성에 영향을 줄 것이다. 또한 Roll Response를 보정하기 위해 Trailing Edge Flap에 따른  $C_l$  특성 즉  $C_{l_{TEF}}$ 를 변경한다면 이 역시 Steady State Sideslip 및 Stick Force/G 등에 영향을 줄 것이며, Dutch Roll 특성을 보정하기 위해 Damping Term인  $C_{nr}$ 을 변경한다면 이는 곧 Rudder Response에 영향을 줄 것이다.

본 연구에서는 이와 같은 시험항목 간 공력계수 측면에서의 연관성 및 민감도를 사전에 파악하여 이를 토대로 튜닝을 수행함으로써, 특정 시험의 특성을 만족시키기 위해 항공기 운동 전체 특성을 왜곡시키는 현상을 줄이는 동시에 전체적으로 튜닝이 최적화될 수 있도록 하였다. 정/동안정 계수에 대한 일차 튜닝이 완료된 이후 이착륙 특성에 대한 튜닝을 본격적으로 진행하였다. 이착륙 특성은 기본적인 공력/추력 특성 뿐만 아니라 지면반력, 지면 공력 효과 등을 고려해야 하므로 Level D 항목들 중 가장 난이도가 높은 시험항목이라 할 수 있다. 특히

이륙 시 속도에 따른 이륙 특성의 높은 민감도, 착륙 시의 조종사의 미세 조종, 바람의 존재, 대기 조건에 따른 특성 변화 등이 개입되므로 시험항목 수는 수 개에 불과하나 전체 튜닝 시간의 약 1/3정도가 소요되었다. 한편, 이착륙 특성의 경우, 조종사에 의한 실제적인 조종감의 중요성이 상대적으로 크므로, 자동시험과 더불어 수동시험 및 조종사에 의한 임의 시험인 Subjective Test도 지속적으로 병행하였다.

6. Validation Test 결과

그림 10~그림 14는 AC120-40B를 기본으로 시험한 총 55개 항목 중 일부에 대한 시험 결과를 보여준다. 그림에서 Tolerance 적용대상이 되는 변수에 대해서는 해당 Tolerance Band를 표시하고 Pass/Fail 여부를 밝혔으며, 그 이외 튜닝 목적으로 검토되어야 할 필요가 있는 변수에 대해서도 참조용으로 Plot하였다. 최종 튜닝결과, 그림에서 보는 바와 같이 전 시험항목에 대하여 Tolerance를 만족하는 결과를 얻었다.

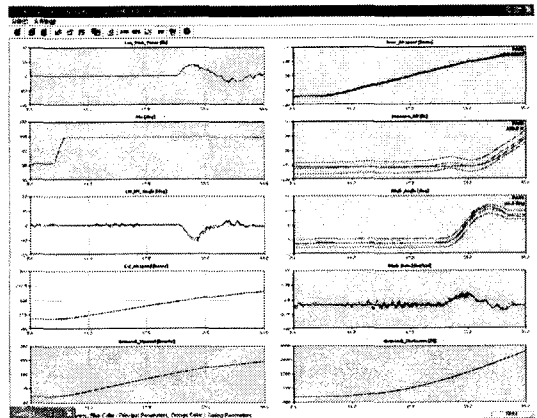


그림 10. Normal Takeoff

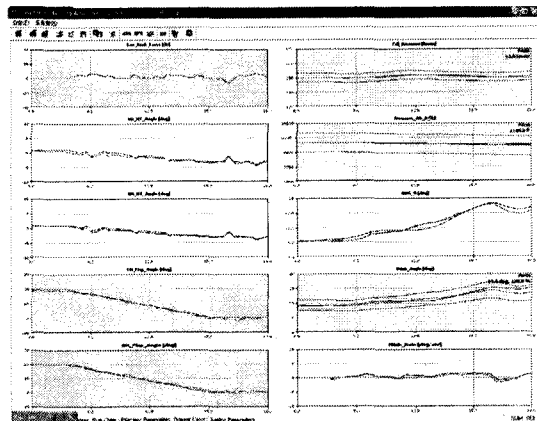


그림 11. Flap Change Dynamics

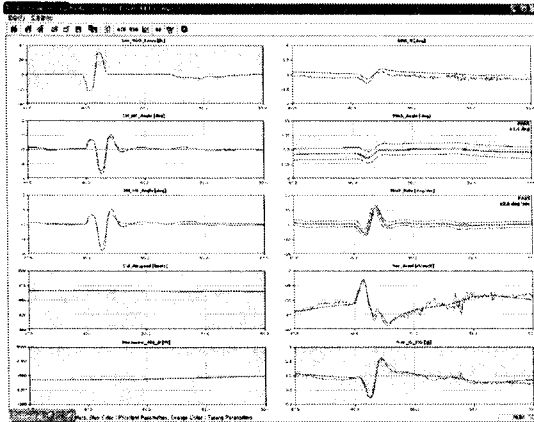


그림 12. Short Period Dynamics

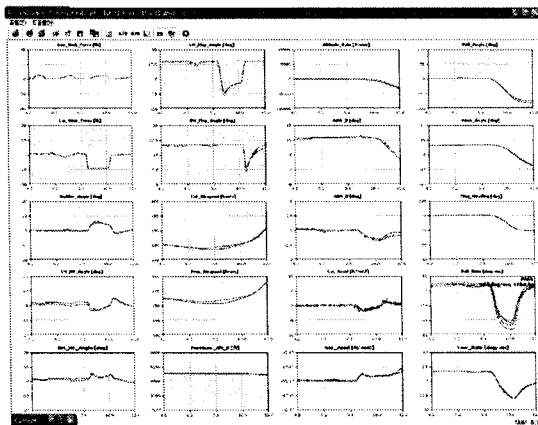


그림 13. Roll Response (Step Input)

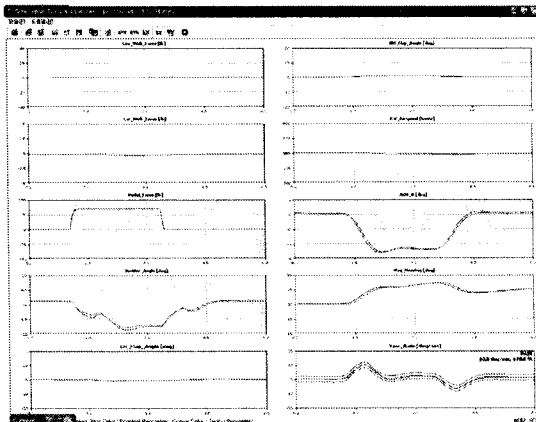


그림 14. Rudder Response

비행성능 및 조종성 요구도를 만족하는 T-50 FMT 비행역학 모델을 개발하였다. 개발된 비행역학 모델은 T-50 체계개발 전반에 걸쳐 확보된 항공기 데이터를 이용하여 개발한 것으로서, 특히 AC120-40B Level D에서 필수적으로 요구하는 비행시험 데이터와의 직접 비교를 통해 총 55개 항목에 대한 비행성능 및 조종성을 입증하였다. 이 과정에서 시뮬레이션 자동시험 도구인 AFT (Automatic Fidelity Tester) 및 STA (Simulation Test Analyzer)를 개발하였고, 시험의 상세 절차 및 결과를 기술한 QTG (Qualification Test Guide)를 개발함으로써, 항공기 훈련 시뮬레이터 비행역학 모델 개발의 표준 프로세스를 구축하였다.

참고문헌

- [1] "Airplane Simulator Qualification", AC 120-40B, Federal Aviation Administration, 1991.
- [2] 전대근, 이세원, "T-50 비행훈련장비 QTG (Qualification Test Guide)", 도담시스템스 DD-FOS-S02, 2005.
- [3] "Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook", The Royal Aeronautical Society, 1995.

7. 결론

본 연구를 통해 FAA AC120-40B Level D급