

論文

FAA AC120-40B Level D급 T-50 전술훈련 시뮬레이터 비행역학 모델 개발

전대근*, 이세원**

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

Dae Keun Jeon* and Se Won Lee**

ABSTRACT

FAA AC120-40B Level D flight dynamics model for T-50 Full Mission Trainer was successfully developed. Since AC120-40B Level D requires the quantitative validation tests for simulation model compared with flight test data, T-50 flight test data for each validation test item was gathered, and also automatic test environments which include AFT (Automatic Fidelity Tester) and STA (Simulation Test Analyzer) were developed. The final test results after the iterative test-tuning processes were all within the tolerances specified in AC120-40B Level D. Qualification Test Guide, QTG contains the detail test processes and results.

Key Words : AC120-40B, Level D, Validation Test(확인시험), Tuning(튜닝), Simulator(시뮬레이터), Simulation(시뮬레이션), Flight Dynamics(비행역학)

1. 서 론

항공기 비행 시뮬레이터는 비행 중 항공기의 거동을 지상에서 재현하는 것을 목적으로 하며, 엔지니어링 시뮬레이터와 같이 연구 목적의 도구로서 뿐만 아니라 조종사 훈련용 시뮬레이터와 같이 훈련 목적으로도 사용된다.[1] 이 중 조종사 훈련용 시뮬레이터는 훈련 효과를 극대화하기 위해 조종사가 실제 항공기에 탑승할 때와 유사한 비행 성능(Performance) 및 조종성(Handling Quality)을 모의하여야 하고 이를 입증해 보여야 한다.

FAA AC120-40B[2]는 미 연방 항공국(FAA, Federal Aviation Administration)에서 훈련용 시뮬레이터의 비행 성능 및 조종성을 평가하고 인

증하기 위해 제시한 문서로서 각 시험 항목에 대해 평가 방법 및 오차 범위를 규정하고 있다. FAA AC120-40B는 시뮬레이터의 평가를 위한 시험으로 크게 정량적 시험(Quantitative Test)인 확인 시험(Validation Tests)과 정성적 시험(Qualitative Test)인 기능 및 주관적 시험(Functions and Subjective Tests)으로 구분한다.

확인 시험은 시험의 기준 데이터로서 비행시험 데이터를 사용하도록 요구하고 있으며, 각 시험 항목에 대한 엄밀한 평가를 위해 정량적인 허용 오차(Tolerance)를 규정하고 있다. 또한 시뮬레이터 평가를 위해 자동 시험 도구를 필수적으로 요구하는데, 그 이유는 자동 시험이 아닌 조종사에 의한 수동 시험에 의존할 경우, 비행시험 시의 조종사 입력을 정확히 재현하는 것이 현실적으로 불가능하고, 또한 시뮬레이터 납품 이후의 유지 보수(Recurrent Evaluation)를 위해 주기적으로 동일한 시험을 자동으로 수행해야 할 필요가 있기 때문이다. 또한 자동시험과는 별개로 조종사가 직접 시뮬레이터에 탑승하여 비행시험 시의 조종사의 조작을 수동으로 재현하여 평가하는 수동시

* 정희원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹

** 정희원, (주)도담시스템스
연락처, E-mail : bigroot@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

험도 병행하도록 한다.

기능 및 주관적 시험은 조종사에 의한 정성적 평가로서, 이 과정에서 항공기 시스템 기능이 제대로 재현되었는지 확인하며, 성능, 조종성, 시뮬레이터 시스템의 운용 등도 평가한다.

한편, FAA AC120-40B는 시뮬레이터의 평가 및 인증 관련 규정을 상세하게 기술하고 있음에도 불구하고, 비행시험 데이터 사용 요구, 자동 시험 도구 요구, 엄격한 허용 오차 적용 요구 등의 이유로 인해 국내에서는 그 적용 사례를 찾기 어렵다. 대부분의 경우 시뮬레이터 평가의 기준이 되는 비행시험 데이터를 확보하지 못한 상태로 개발되거나[3], 일부 시험 항목에 한해 시뮬레이션 프로그램의 검증 차원에서 비행시험 데이터와 비교[4][5]하는 것이 일반적이다. KT-1 훈련 시뮬레이터의 경우는 비행시험 데이터로부터 공력 계수를 추출[6]하여 이를 시뮬레이터에 적용하여 FAA AC120-40C 기준으로 확인 시험을 수행하였으나 이는 시뮬레이터 시스템 통합 환경이 아닌 오프라인으로 항공기 모델링 검증을 위해서만 사용[7]되었으므로 한계가 있다.

본 논문에서는 T-50 전술훈련 시뮬레이터의 비행성능 및 조종성 요구도로 정의된 FAA AC120-40B Level D 요구도 충족을 위해 수행한 전 과정을 비행 역학 기본 모델 개발(2.1절), 자동 시험 도구 개발(2.2절), 비행시험 데이터 확보(2.3절), 비행성능 및 조종성 튜닝(2.4절)의 순으로 상세히 기술하고, 그 의의를 정리하고자 한다.

II. 본 론

2.1 비행역학 기본 모델

비행역학 모델의 모의 충실도는 항공기에 작용하는 힘 모멘트 요소 즉, 공력, 추진, 중량 및 평형, 지면반력 등에 의한 힘 모멘트를 어떻게 모델링하여 통합하고 튜닝하는가에 달려 있다. 이러한 관점에서 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/로터리벨런스/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 기본 성능 데이터를 이용하여 수행하였다. 비행제어 모델은 실제 항공기의 비행제어 컴퓨터에 내장되는 비행 제어법칙을 이식(Rehosting)하여 적용하였다.

2.2 자동 시험 도구 개발

앞서 언급한 바와 같이 FAA AC120-40B Level D는 시뮬레이터 평가를 위해 자동 시험 도구를 필수적으로 요구한다.

본 연구개발에서는 비행시험 데이터로부터 조종 입력을 자동 생성하여 실시간 시뮬레이션에 입력(Injection)하고, 그에 따른 시뮬레이션 결과를 저장하는 기능을 가진 자동시험도구 AFT(Automatic Fidelity Tester)와 비행시험 결과 및 시뮬레이션 결과를 비교하여 도시하고, 합격(Pass) 또는 불합격(Fail) 여부를 판단하는 후처리 툴로서 STA(Simulation Test Analyzer)를 개발하였다.

fig. 1은 자동 시험 구조도로서, 실시간 시뮬레이션과 자동시험 도구인 AFT, 후처리 툴인 STA 간의 관계 및 데이터 흐름도를 보여준다.

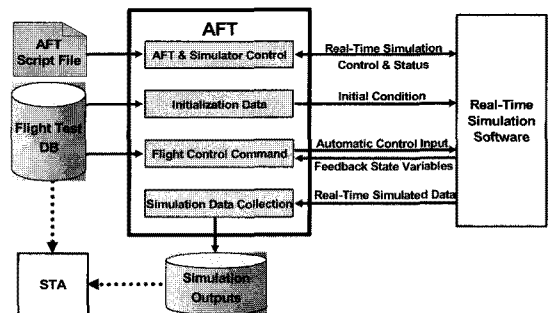


fig. 1 자동시험 구조도

그림에서 보는 바와 같이 AFT는 실시간 시뮬레이션 소프트웨어를 제어하고 그 상태를 모니터링한다. 또한 비행시험 데이터를 이용하여 시뮬레이션을 초기화 하고, 역시 비행시험 데이터베이스로부터 비행제어 명령을 생성하여 실시간 시

물레이션될 수 있도록 한다. 이상의 초기값 설정 및 시뮬레이션 수행 관련 정보는 모두 AFT 스크립트 파일을 통해 관리된다. 최종적으로 시뮬레이션된 결과는 시뮬레이션 결과 데이터베이스에 저장되어 fig. 2와 같이 STA라는 후처리 툴을 이용하여 비행시험 결과와 비교된다.

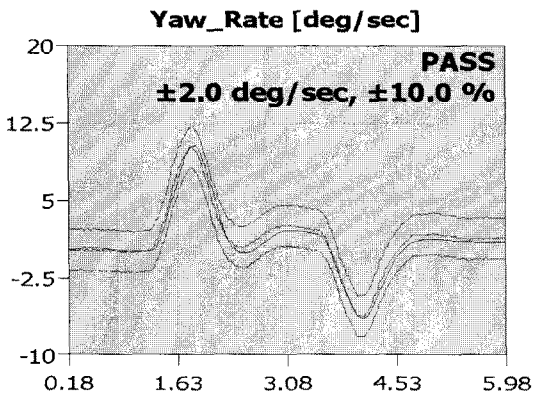


fig. 2 STA 후처리 결과 예

fig. 2는 러더 반응에 대한 시험 (FAA AC 120-40B 2.d(6) Rudder Response) 결과로서, STA는 시뮬레이션 결과와 비행시험 결과를 중첩하여 도시한 후 시뮬레이션 결과가 기 정의한 허용 오차 범위 내에 있는지 판단하여 그 결과를 보여주고 있다.

한편, KT-1에서 적용된 바 있는 Matlab/Simulink Block을 이용한 소프트웨어 툴과 AFT는 전체 개발 및 시험 관점에서 볼 때 기본적으로 차이가 있는데, 그것은 AFT가 개발 환경 내에서만 아니라 최종 운영 환경인 시스템 통합 환경에서도 동일한 기능으로 작동한다는 사실에 있다. 즉, KT-1을 포함한 대부분의 시뮬레이터 확인시험을 위한 툴은 개발 및 모델 검증용으로 오프라인에서만 활용되고, 최종 운영 환경에서는 OS를 비롯한 환경 차이로 인해 사용할 수 없는 한계가 있다. 이와 같은 시뮬레이터의 개발환경, 운영환경의 불일치는 하드웨어 차이, 소프트웨어 이식 과정에서 발생하는 사소한 오류 등과 결부되어 흔히 개발 환경에서와는 다른 시험 결과를 초래하기도 한다. 결국 오프라인에서 수행된 확인시험은 최종 운영 환경인 시스템 통합 환경에서 재시험될 필요성이 제기되며, 만약 이 과정이 없이 곧바로 조종사의 정성적인 시험을 진행하게 될 경우, 정성적인 튜닝과 기존 개발 환경에서 수행한 정량적인 튜닝은 상충되는 결과를 초래할 수 있다.

AFT는 시뮬레이션 소프트웨어와 동일한 OS인

리눅스 환경 하에서 작동되도록 개발하였고, 이는 일체의 수정이 없이 시스템 통합 환경에서 그대로 작동되므로, 개발자가 자신의 개발 환경에서 시험하고 튜닝한 결과가 통합 환경에서도 그대로 유효하다.

또한 AFT는 필요시 조종사가 직접 시뮬레이터에 탑승하여 그 결과를 비행시험 데이터와 비교하는 '수동시험' 기능도 보유하고 있다. 수동시험을 위해 시뮬레이터 시험 조종사는 비행시험 시의 조종사 조작을 사전에 숙지하여 적절한 시간에 적절한 기동을 수행하고, 그 결과를 시험 직후 곧바로 비행시험 결과와 비교하여 볼 수 있다. 수동시험 역시 실질적인 운영 환경 하에서 비행역학 충실도를 보증하는 역할을 담당하며, 결과적으로 조종사의 과도한 주관적인 판단에 의한 왜곡을 사전에 배제하는 효과가 있다.

2.3 비행시험 데이터 확보

서론에서 언급한 바와 같이 FAA AC120-40B는 비행성능 및 조종성 관련 확인 시험을 위해 요구되는 각종 기동에 대한 비행시험 데이터를 필수적으로 요구한다. 그러나 FAA AC120-40B는 각 비행기동에 대한 상세 절차는 포함하고 있지 않으므로, 관련 상세 절차는 영국 왕립 항공 협회 (The Royal Aeronautical Society)에서 제공한 Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook [8]을 참고하여 T-50 항공기 특성에 맞게 작성하였다. fig. 3은 Power Change Dynamics에 대한 시험 절차의 한 예를 보여 준다.

Test Name	Power Change Dynamics
Objective	This test is used to determine the aircraft dynamic response due to a thrust change.
Automatic Test Procedure	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.
Manual Test Procedure	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.
Tolerance	a. ± 3 Knots Airspeed b. ± 100 Feet (30 Meters) Altitude c. $\pm 20\%$ or $\pm 1.5^\circ$ Pitch

fig. 3 시험 절차 작성 예

fig. 3에 보는 바와 같이 시험 절차는 시험 이름, 목적, 자동시험절차, 수동시험절차로 구분하

여 작성하였으며, FAA AC120-40B에 기술된 허용오차도 함께 기술하였다.

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

2.4 비행성능 및 조종성 튜닝

2.4.1 튜닝 방법 및 순서

시험 및 튜닝에 있어 중요하게 고려되어야 할 사항으로는 튜닝 방법 및 순서가 있다. 먼저 튜닝 방법으로는 기준 값 대비 에러를 최소화하는 일종의 통계적 방법인 Parameter Identification [9] 방법을 고려할 수 있겠으나, AC120-40B에서 요구하는 시험 항목의 다양함, 허용 오차의 엄격함 등으로 인해 수동적인 튜닝 방법을 채택하였다. 여기서 수동적인 튜닝 방법이란 항공기 비행 관련 파라미터에 대한 공력 계수 각각의 민감도를 사전 점검(Survey)하여, 이를 바탕으로 개발자가 수동으로 튜닝하는 것을 의미한다.

튜닝 순서와 관련하여서는, 모든 시험항목이 사소한 튜닝 과정에서도 필연적으로 상호 영향을 줄 수밖에 없으므로, 기본적으로 순차적인 방법을 사용할 수 없으며 따라서 상호 연관성을 염두에 둔 Iteration을 방식을 사용하였다. 다만 시험 항목간 상호 영향력 정도 및 시험 내용의 유사성 등을 고려하여 기본적인 순서를 정하거나 그룹화는 할 필요가 있으므로, 다른 시험 항목에 영향력이 큰 항목에 대해 튜닝을 선 수행하고, 상호 연관성이 있는 시험항목에 대해서는 동시 다발적으로 시험하여 값의 변경 정도를 조율하였다.

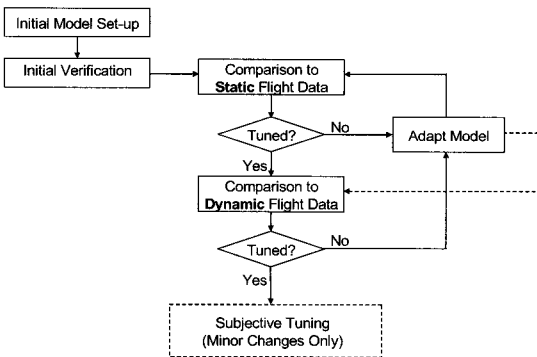


fig. 4 비행역학 모델 튜닝 절차

fig. 4는 튜닝 순서를 고려한 비행역학 모델 튜닝의 일반적인 절차를 보여준다. 그림에서 보는 바와 같이 기본 비행역학 모델이 개발된 이후 전체 비행역학 모델을 구성하는 세부 모델에 대한 초기 검증(Initial Verification)을 엔진 및 비행 제어 모델에 대해 수행하였다.(2.4.2, 2.4.3에서 상술) 이후 비행 성능과 관련한 정상 상태 비행시험 데이터를 이용하여 튜닝을 수행하였고, 그 결과를 이용하여 조종성과 관련된 기동 시험 데이터를 이용하여 튜닝을 수행하였다. 한편 조종성 튜닝 과정에서 변경한 일부 파라미터에 의해 비행 성능 튜닝의 결과가 달라질 수 있으므로 그림에서 보는 바와 같이 비행 성능 항목에 대해 재시험 또는 동시 시험을 수행하였고, 이 과정은 전체 시험 항목에 대한 시험 결과가 허용 오차를 만족할 때까지 되풀이 하였다. 상세한 튜닝 과정 및 시험 결과는 2.4.4, 2.5절에서 상술하였다.

2.4.2 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 비행 제어 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 아니기 때문에 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 사용하였다. 또한 원활한 RPM 튜닝을 위해 엔진모델 개발 시 엔진 Cycle Deck 결과를 기존 PLA의 함수에서, fig. 5와 같이 RPM의 함수로 변경하여 데이터베이스를 구축하고 모델을 구성하였다.

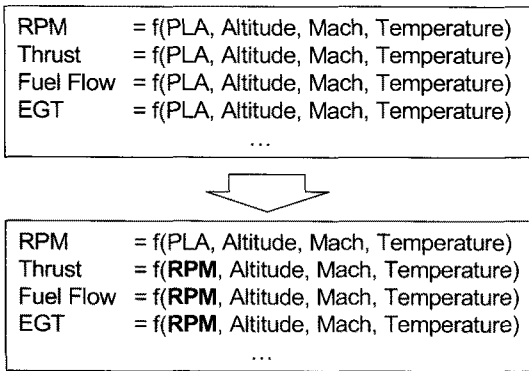


fig. 5 엔진 데이터베이스 구성

RPM을 비롯한 엔진 관련 특성에 대한 튜닝은 비행시험 데이터 중 FAA AC120-40B에서 요구한 전 시험항목의 정상상태 조건을 추출하여 수행하였으며, fig. 6은 이 중 RPM에 대한 튜닝 결과를 보여준다.

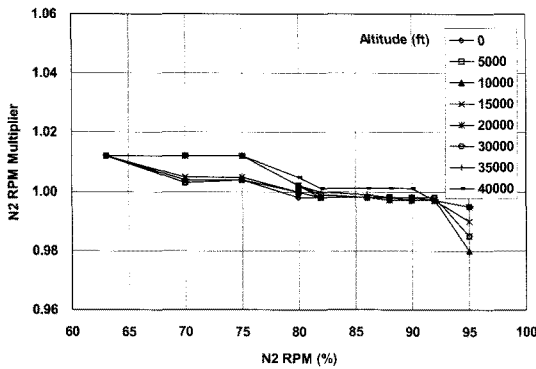


fig. 6 정상상태 N2 RPM 튜닝 결과

그림에서 N2 RPM Multiplier는 튜닝 이전 엔진 모델의 결과와 비행시험 데이터의 차이를 보정하기 위한 튜닝 Factor를 의미하며, 그림으로부터 튜닝 이전 엔진 모델의 RPM 데이터는 비행시험 데이터 대비 최대 2% 정도 오차가 있음을 알 수 있다.

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

2.4.3 비행제어 튜닝

다음으로 일반적인 절차에 따라 비행제어에 대한 튜닝을 고려할 수 있으나, T-50의 경우 실제

항공기에 내장된 비행제어법칙을 이식하는 개념이고, 스틱, 쓰로틀, 러더 등의 조종간 역시 실장비를 그대로 사용하므로, 기본적으로 튜닝 요소는 없다고 볼 수 있다. 다만 비행제어법칙 이식 과정에서 오차 혹은 실수가 발생할 수 있으므로, 전 시험 항목에 대해 해당 비행 조건, 조종간 변위에서 유사한 조종면 변위가 생성되는지 확인하였다. 또한 FAA AC120-40B는 지상에서 조종간 작동에 따른 조종면 변위에 대해서는 허용 오차 평가가 포함된 공식적인 시험(FAA AC120-40B 2.a Static Control Check)을 요구하므로, 확인 시험을 수행하여 그 결과가 비행시험 데이터 대비 허용 오차 내에 있음을 보였다.

2.4.4 공력 및 지면반력 튜닝

마지막으로 튜닝 전체의 대부분을 차지하는 공력 및 지면동력학 관련 튜닝을 수행하였다. 공력에 대한 튜닝은 기동의 종류별로 그룹화하여 진행하였는데, 크기는 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 정상 상태 조건에 대해 CD, CL, Cm에 대한 튜닝을 수행하였으며, 이들은 증분(Increment) 형태로 테이블화하여 모델에 추가하였다.

한편 가로/방향 정적 공력계수는 정상상태 옆미끄럼(Steady State Sideslip) 시험을 통해 1차로 튜닝을 수행하되, 이 항목의 경우 조종성 시험항목에 포함된 기동 시험 항목들에도 역시 영향을 주기 때문에 이들을 고려하여 동시 튜닝을 수행하였다. 이러한 상황은 동적 계수 튜닝할 경우에도 공히 적용되는 내용으로, 특정 기동에 대한 허용오차를 만족시키기 위한 사소한 튜닝은 다른 기동의 시험 결과에 영향을 주게 되므로, 튜닝은 물리적인 결과를 예측하고, 그에 따른 파라메트릭 점검(Parametric Survey)을 한 후 수행하였다. 예를 들어, 러더 반응 (Rudder Response) 특성을 보정하기 위해 Cnβ에 일부 변경을 가한 경우, 이는 불가피하게 기 튜닝한 정상상태 옆미끄럼 특성뿐만 아니라 더치롤(Dutch Roll) 특성에 영향을 주게 된다. 또한 러더 반응 특성을 보정하기 위해 플라퍼론에 따른 CI 특성 즉 CITEF를 변경한다면 이 역시 정상상태 옆미끄럼 특성 및 Stick Force/G 특성 등에 영향을 주며, 더치롤 특성을 보정하기 위해 댐핑 계수인 Cnr를 변경한다면 이는 곧 러더 반응 특성에 영향을 주게 된다.

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.

정적, 동적 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 이륙시 속도에 따른 이륙 특성의 높은 민감도, 착륙시의 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 기능 및 주관적 시험(Functions and Subjective Tests)도 지속적으로 병행하였다.

2.5 Validation Test 결과

fig. 7~fig. 11은 FAA AC120-40B를 기준으로 시험한 총 55개 항목 중 일부에 대한 시험 결과를 보여준다. 그림에서 비행시험 데이터, 시뮬레이션 결과를 각각 가는 실선, 굵은 실선으로 표시하였고, 허용오차 적용대상이 되는 변수에 대해서는 해당 허용 오차 범위를 표시하고 합격/불합격(Pass/Fail) 여부를 밝혔다. 또한 튜닝 목적으로 검토되어야 할 필요가 있는 변수에 대해서도 참조용으로 도시하였다.

fig. 7은 정상 이륙(FAA AC120-40B 1.b.(4) Normal Takeoff)에 대한 시험 결과이다. 그림은 지상 정지 상태에서 엔진 파워를 아이들(Idle) 상태에서 최대로 증가시켜 항공기를 가속시킨 후, 이륙 시도하여 일정 고도까지 상승한 전 과정에 대한 시간 이력 (Time History)을 보여준다. 그림으로부터 시뮬레이션 결과는 비행시험 데이터와 마찬가지로 지상 활주 시 가속, 피치 조종간 조작에 따른 피치각 변화, 이륙 후 고도 증가 등을 잘 모의하고 있음을 볼 수 있다. 정량적인 평가 결과, 시뮬레이터는 FAA AC120-40B Level D에서 요구한 허용오차 (Airspeed ± 3 Knots, Pitch Angle $\pm 1.5^\circ$, Altitude ± 20 Feet)를 만족하였다.

fig. 8은 플랩에 따른 항공기 운동 특성(FAA

AC120-40B 2.c.(2) Flap/Slat Change Dynamics)에 대한 시험 결과이다. T-50의 경우 플랩과 에일러론의 기능을 통합한 플래퍼론 작동에 따른 비행시험 결과를 이용하여 시험하였다. 그림에서 LH_Flap_Angle은 왼쪽 플래퍼론의 변위를 나타내며, 도시하지 않은 RH_Flap_Angle (오른쪽 플래퍼론) 역시 동일한 변위를 지시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 플래퍼론 작동에 따라 피칭 모멘트 변화로 피치각이 상승하고, 속도 및 고도에 있어서도 다소의 변화가 있음을 볼 수 있다. 시험 결과 FAA AC120-40B Level D에서 요구한 허용오차 (Airspeed ± 3 Knots, Altitude ± 100 Feet, Pitch Angle $\pm 20\%$ or $\pm 1.5^\circ$)를 만족하였다.

fig. 9는 단주기 운동 관련 비행 특성(FAA AC120-40B 2.c.(11) Short Period Dynamics) 시험 결과이다. 단주기 운동 특성 시험을 위해 비행시험 데이터 중 Pitch Doublet 기동 시험 데이터를 이용하여 비교 시험을 수행하였다. 시험 결과 FAA AC120-40B Level D에서 요구한 허용오차 (Pitch Angle $\pm 1.5^\circ$, Pitch Rate $\pm 2^\circ/\text{sec}$)를 만족하였다.

fig. 10 및 fig. 11은 롤 조종면 효과(FAA AC120-40B 2.d.(3) Roll Response to Roll Controller Step Input) 및 요잉 조종면 효과 (FAA AC120-40B 2.d.(6) Rudder Response) 관련 시험으로서 각각 플래퍼론 및 러더의 스텝 입력에 따른 항공기 반응을 보여 준다. 시험 결과 FAA AC120-40B Level D에서 요구한 허용오차 Roll Rate $\pm 10\%$ or $\pm 2^\circ/\text{sec}$, Yaw Rate $\pm 10\%$ or $\pm 2^\circ/\text{sec}$ 를 각각 만족하였다.

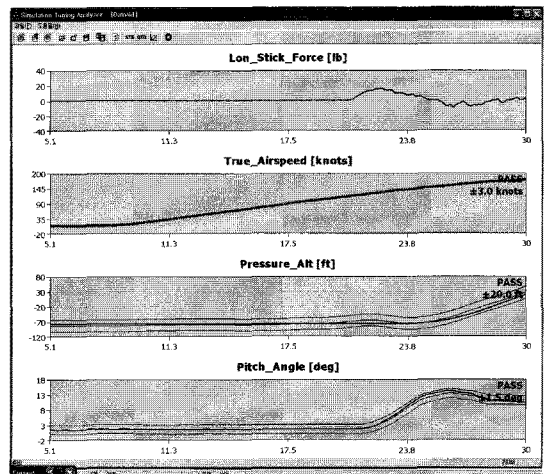


fig. 7 Normal Takeoff (Military Power)

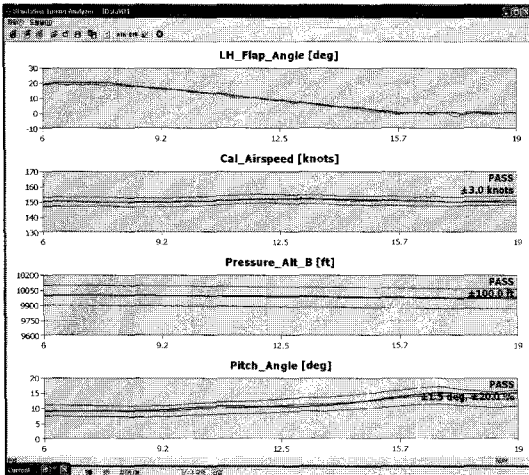


fig. 8 Flap Change Dynamics (Retract)

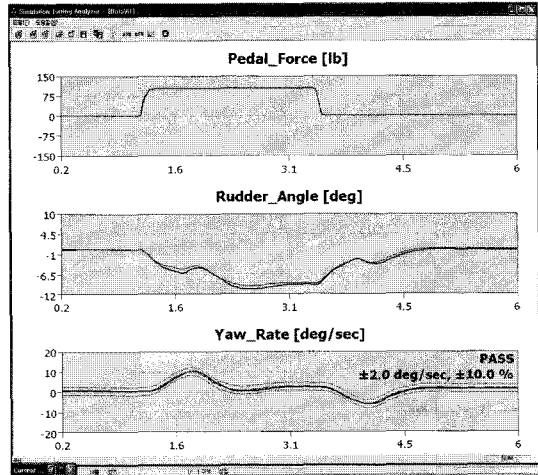


fig. 11 Rudder Response (30kft, 350kcas)

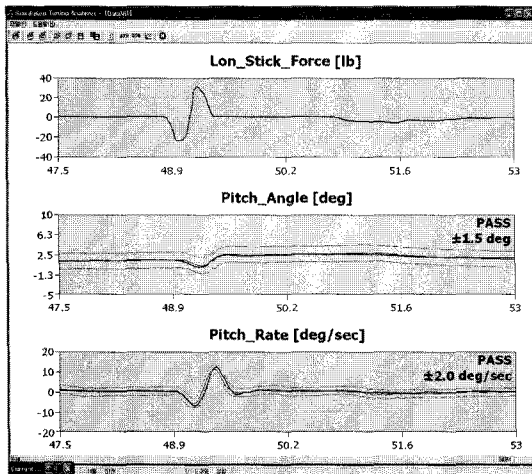


fig. 9 Short Period Dynamics (20kft, 300kcas)

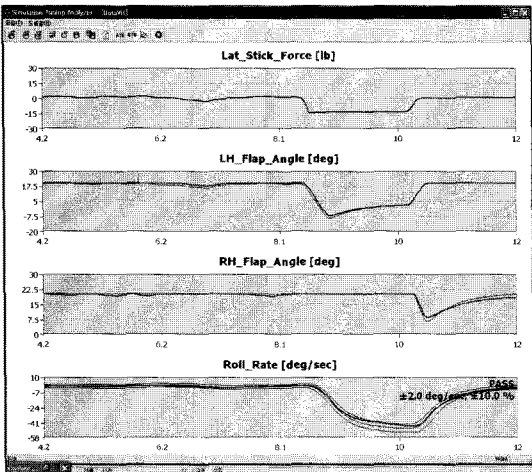


fig. 10 Roll Response (5kft, 145kcas)

이상 소개한 시험 항목을 포함하여 전 시험 항목에 대한 튜닝 및 시험을 성공적으로 수행하였으며, 최종 튜닝결과 전 시험항목에 대하여 FAA AC120-40B Level D의 요구도를 만족하는 결과를 얻었다. 확인 시험 결과는 최종 시험평가 문서인 QTG (Qualification Test Guide)[10]에 수록하였다.

III. 결론

본 연구를 통해 FAA AC120-40B Level D급 비행성능 및 조종성 요구도를 만족하는 T-50 전술훈련 시뮬레이터 비행역학 모델을 개발하였다. 개발된 비행역학 모델은 T-50 체계개발 전반기에 걸쳐 확보된 항공기 데이터를 이용하여 개발한 것으로서, FAA AC120-40B Level D에서 필수적으로 요구하는 비행시험 데이터와의 직접 비교를 통해 총 55개 항목에 대한 비행성능 및 조종성의 충실도를 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 작성함으로써, 항공기 훈련 시뮬레이터 비행역학 모델 개발의 표준 프로세스를 구축하였다.

특히 비행역학 모델의 튜닝 및 확인 시험을 위해 개발된 AFT의 경우, 기존에 사용되어 온 모델 검증용 오프라인 툴과는 다르게, 최종 운영 환경에서도 개발 환경에서와 마찬가지로 사용될 수 있어 결과적으로 튜닝 절차의 효율을 향상시

키고, 결과의 충실도를 높였다는데 의의가 있다.

비행역학 모델 개발 및 확인 시험 과정에서 개발된 이상의 프로세스 및 관련 틀은 향후 동일한 수준의 비행역학 모델 개발에 유용하게 활용될 수 있다.

참고문헌

- 1) J. M. Rolfe and K. J. Staples, Flight Simulation, Cambridge Univ. Press, 1986.
- 2) "Airplane Simulator Qualification," AC 120-40B, Federal Aviation Administration, 1991.
- 3) 김정욱, 고상호, 고진영, 정일용, 이기범, 오태식, "PC를 사용한 연구용 비행 시뮬레이터 개발," 한국항공우주학회지 26권 제1호, pp. 120-128, 1998.
- 4) 유창선, 김종철, 이인석, 고준수, "PC를 이용한 경비행기 비행운동 시뮬레이터," 한국항공우주학회지 23권 제4호, pp. 130-139, 1995.
- 5) 이호근, 이은용, 허기봉, 전찬원, 고준수, "비행성 평가 시뮬레이터 개발," 한국항공우주학회지 24권 제5호, pp. 157-164, 1996.
- 6) 이광현, 김병수, 박광은, "비행시험을 통한 공력 미계수 추정," 한국항공우주학회지 29권 제8호, pp. 66-78, 2001.
- 7) 김병수, "항공기 시뮬레이터 비행특성 시험 평가 기법연구," 항공기개발심포지엄, 2002.
- 8) "Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook," The Royal Aeronautical Society, 1995.
- 9) "Methods for Aircraft State and Parameter Identification," AGARD CP No.172, 1975.
- 10) 전대근, 이세원, "T-50 비행훈련장비 QTG (Qualification Test Guide)," 도담시스템스 DD-FOS-S02, 2005.