

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1035-1042(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1035

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

X-Plane 기반 비행훈련장치의 FAA Level 5 FTD(Flight Training Device) 인증을 위한 QTG(Qualification Test Guide) 생성방법 연구

김일우*, 박태준*, 윤석준**

A Study on QTG(Qualification Test Guide) Generation for a Flight Training Device to be Qualifiable at FAA Level 5

Il-Woo Kim*, TaeJun Park* and SukJun-Yoon**

M&S research center, Sejong University*,**

ABSTRACT

By using commercial flight simulation game engine, X-Plane, we have studied QTG(Qualification Test Guide) generation that can satisfy FTD level 5. Flight model is SR-20 of Cirrus. In list of QTG, There are some items to measure control forces. therefore, we have installed CLS(Control Loading System) to flight control devices in order to make it possible to measure control forces. We made Autopilot function externally to make flight model in trim conditions because X-Plane don't provide internal trim routine function. In addition to develop an algorithm, it can automatically perform the test. To avoid the inconvenience to control as it was to be carried out in same conditions. In case of FTD level 5, it is possible to use alternative data sources not only real flight data. By using these alternative data sources, all test results satisfy a scope given by CFR Part 60.

초 록

상용 비행시뮬레이션 게임 엔진 X-Plane을 이용하여 구성된 비행시뮬레이터에 대해 FTD level 5를 만족시킬 수 있는 QTG작성에 대해 연구하였다. 모델은 Cirrus社의 SR-20을 대상으로 하였다. QTG의 테스트항목 중에는 조종반력을 측정하는 항목도 있다. 따라서 Brunner社의 CLS(Control Loading System)을 조종 장치에 설치하여 조종반력을 측정할 수 있도록 구성하였다. X-Plane은 자체적으로 트림루틴을 제공하지 않으므로 외부에서 Autopilot을 구성하여 항공기가 트림상태에 도달할 수 있도록 하였다. 또한 테스트를 자동으로 수행할 수 있는 알고리즘을 개발하여 수동으로 조종하여 테스트하는 번거로움을 피하고 같은 테스트를 같은 조건으로 진행할 수 있도록 하였다. FTD Level 5의 경우 실제 비행데이터가 아닌 alternative data source를 적용할 수 있으며 이를 활용하여 모든 테스트 결과가 주어진 범위를 만족하였다.

Key Words : Flight Simulation(비행 시뮬레이션), Qualification Test Guide(QTG, 인증시 협절차), Control Loading System(CLS, 조종반력조절장치), X-Plane

† Received : May 1, 2016 Revised : November 30, 2016 Accepted : November 30, 2016

** Corresponding author, E-mail : sjyoon@sejong.ac.kr

I. 서 론

상용 비행시뮬레이션 게임 엔진인 X-Plane은 CFD(Computational Fluid Dynamics)의 일종인 BEM(Blade Element Method)을 공력 모델링에 사용하여 Bryan의 Small Perturbation Theory(섭동법)에 기초한 동체, 주익, 미익 등의 공력들을 중첩하는 선형화된 단순 공력 모델을 사용하는 전통적인 비행운동 모델링 방법에 비추어 볼 때 상대적으로 우수한 비행 모델을 사용하고 있다[1].

하지만 미 연방항공청 FAA(Federal Aviation Administration)의 14 CFR Part 60에서 규정하고 있는 정규 FTD(Flight Training Device) 또는 FFS(Full Flight Simulator)의 시뮬레이션 엔진으로 사용되지 못하고 낮은 수준의 ATD(Aviation Training Device) 수준에만 적용되고 있는 것이 현실이다.

Laminar Research社에서 개발한 X-Plane은 우수한 공력 모델 이외에도 전 세계 공항 DB, 다양한 항공기들의 공력 DB, avionics, fuel system 모델 등 비행시뮬레이터를 구현하기 위해 필요한 다양한 구성요소들을 내재하고 있어 적절한 H/W와 결합될 경우 FTD나 FFS와 유사한 모의 비행환경을 매우 경제적인 비용으로 구현할 수 있도록 한다. 즉, X-Plane 기반으로 ATD의 경계를 넘어 FTD나 FFS의 수준으로 넘어가기 위한 발판이 제공된다면 비행시뮬레이터의 가격은 현저히 낮아질 것이고, 보급화로 이어져 운항안전에 크게 이바지 할 수 있을 것이다[2].

X-Plane이 FTD나 FFS의 비행시뮬레이션 엔진으로 적용되는데 가장 큰 걸림돌은 FAA에서 요구하는 시험평가서인 QTG(Qualification Test Guide)를 생성할 수 있는 방법이 제공되지 않는다는 것이다.

당 연구에서는 소형항공기에 대한 FAA FTD level 5 개발에 X-Plane의 적용을 시도하였다. 소형항공기 기종으로는 Cirrus社의 SR-20을 선택하였으며, X-Plane에 적용한 CAD 모델은 vflyteair社의 모델을 사용하였는데 이 모델은 X-Plane에 내재된 Plane Maker 프로그램을 사용하여 공력을 생성하게 되며, 당 연구에 사용한 X-Plane은 version 10이다. QTG의 기준 데이터로는 Cirrus SR-20의 비행시험데이터가 아닌 14CFR Part60의 Attachment 2 Table B2B의 alternative data source를 활용하였으며, QTG에서 요구하는 시뮬레이터와 실제 항공기 간의 성능, 비행성, 전달지연 등 비교평가를 위한 Level 5 FTD의 총 19개

의 시험평가항목들에 대하여 시험평가를 실시하여 모든 요구도를 충족함을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 비행시뮬레이션 엔진(X-Plane)

Laminar Research社의 X-Plane은 상용 비행시뮬레이션엔진으로써 많은 유저들 사이에 게임용 목적으로 할 뿐만 아니라 높은 신뢰성으로 연구개발을 목적으로 사용되기도 한다. 또한 비행시뮬레이터의 물리엔진으로 활용되어 조종사의 비행훈련에 사용되기도 한다. X-Plane은 소형 프로펠러 항공기부터 대형 제트엔진 여객기까지 다양한 비행 모델을 제공하고 있으며, Plane Maker를 통해 개발된 여러 비행 모델 역시 X-Plane에서 시뮬레이션이 가능하다[3].

X-Plane에서 비행 모델에 사용하는 BEM은 Fig. 1과 같이 동체, 주 날개, 꼬리 날개, 프로펠러의 형상으로부터 각각 힘과 모멘트를 구하고 그 힘과 모멘트를 종합하여 항공기 전체에 대해 계산하는 방식이다. 주 날개의 경우 요소를 최대 10개로 나누어 계산하게 되어있지만 더욱 세밀하게 나누었을 때 비해 비행 모델의 충실도가 떨어진다는 논란이 있었다. 하지만 개발자는 거의 차이가 없고 오히려 계산시간만 오래 걸리는 문제를 발생시킨다는 실험결과를 발표하기도 했다[2].

본 연구에서 사용된 비행 모델은 Fig. 2와 같이 vflyteair社에서 X-Plane용으로 개발된 Cirrus SR-20 모델이다. 외형은 물론 조종석 내부까지 실제에 가깝게 표현되어있다[4].

QTG항목을 모두 만족시키기 위해서는 조종반력을 측정할 수 있어야 한다. 본 시뮬레이터에서는 Fig. 2와 같이 Brunner社의 CLS(Control

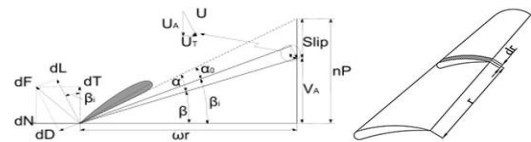


Fig. 1. Blade Element Method

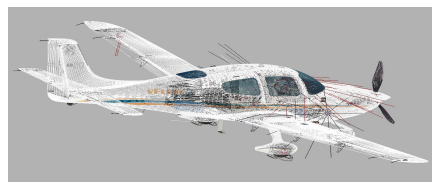


Fig. 2. Cirrus SR-20 of vflyteair

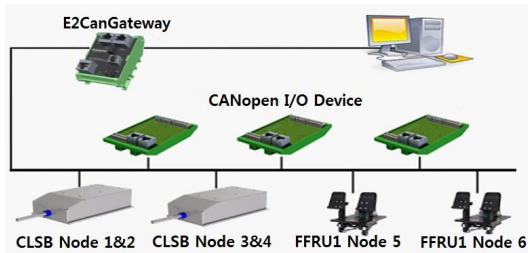


Fig. 3. CLS diagram

Loading System)을 장착하여 조종사에게 조종반력을 전달하여 실제 비행 감각을 느낄 수 있게 해주었고 조종반력을 측정함으로써 QTG의 해당 항목에 대한 테스트를 가능하게 하였다[5].

2.2 평가기준(CFR Part60)

SR-20의 FTD level 5 기준을 만족시키기 위해서 미국 연방항공청의 CFR Part60의 기준을 적용하였다[6]. Part60에서는 소형항공기 시뮬레이터에 대해서 FTD level 5 자격을 획득하기 위해 만족해야하는 테스트들을 명시하고 있으며 테스트 항목은 Table 1과 같다

QTG테스트를 위해서는 항공기에 대한 기준데이터가 요구된다. 이러한 기준 데이터를 바탕으로 각각의 항목별 허용오차를 제시하며 이 범위를 만족해야 해당 자격을 얻을 수 있다. 하지만 level 5의 경우 alternative data source를 제공하고 있으며, 통상적으로 획득하기 어려운 비행 데

Table 1. FTD level 5 TEST LIST

1.c.1	Normal Climb All Engines Operating
1.f.1	Engine Acceleration
1.f.2	Engine Deceleration
2.a.1	Column Position vs. Force only
2.a.2	wheel Position vs. Force only
2.a.3	Pedal Position vs. Force only
2.c.1	Power Change Force
2.c.2	Flap Change Force
2.c.5	Longitudinal Trim
2.c.7	Longitudinal Static Stability
2.c.8	Stall Characteristics
2.c.9	Phugoid Dynamics
2.d.2	Roll Response
2.d.4	Spiral Stability
2.d.6	Rudder Response
2.d.8	Steady State Sideslip
6.a.1	Transport Delay - Pitch
6.a.2	Transport Delay - Roll
6.a.3	Transport Delay - Yaw

이터를 대신하여 활용할 수 있다. 또한 이러한 alternative data source는 특정 항공기에만 적용되는 것이 아닌 단발 엔진의 소형항공기 모두에 적용할 수 있으므로 동급의 여러 항공기의 시뮬레이터에도 적용할 수 있는 확장성을 기대할 수 있다.

2.3 QTG 자동생성 모델

2.3.1 트림상태 구현

테스트를 위해서는 먼저 비행 모델을 트림상태로 구현한 후에 테스트를 진행해야 한다. 앞선 서론에서 설명과 같이 X-Plane의 비행 모델은 Bryan방식을 사용하고 있지 않고 Fig. 3과 같이 BEM을 사용하고 있으므로 트림루틴을 사용하여 트림상태를 구현할 수가 없다. 따라서 항공기의 속도와 자세를 제어를 통하여 제어하여 트림상태가 되도록 구성하였다.

2.3.2 QTG 테스트 단계

X-Plane은 시뮬레이션의 시작을 활주로에서 시작하게 된다. 따라서 테스트를 위해서 Fig. 4와 같이 몇 가지 단계를 거쳐야 한다.

먼저 항공기를 활주로에서 이륙시킨 후 설정 고도까지 상승해야 하고 다음으로는 항공기를 트림상태로 만들어 주어야 한다. 여기까지는 테스트를 시작하기 전 단계이며 항공기를 기동시켜 트림상태로 만드는 과정이다.

다음으로는 데이터 수집을 시작해야 하며 각 테스트 항목별로 주어진 기동을 수행하여야 한다. 테스트가 종료되었을 때 결과 그래프를 출력하여 테스트 결과가 기준범위에 만족하는지 여부를 확인하여야 한다.

이러한 과정들을 수동으로 진행할 경우 사용자가 직접 항공기를 조작하여 트림상태를 맞추고

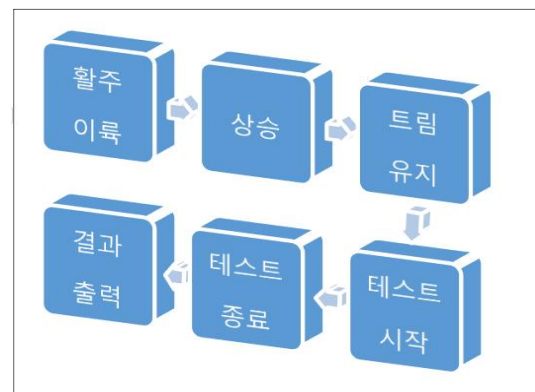


Fig. 4. TEST STEP



Fig. 5. Selection of Input Output Data

테스트 항목에서 요구하는 기동을 각각 수행해야 하는 번거로움이 발생한다. 또한 수동으로 트림 상태를 맞추는 것은 불가능에 가까우며, 테스트 항목에서 요구하는 정확한 기동들을 수동으로 수행하는 것 또한 어려움이 따른다.

이러한 이유로 모든 과정을 자동으로 수행할 수 있는 알고리즘을 구현하였다. QTG 자동생성 알고리즘은 MathWorks社의 MATLAB/Simulink를 기반으로 구성하였다.

Simulink를 이용하여 QTG 자동생성 알고리즘을 구현하기 위해서는 먼저 X-Plane과 Simulink 간 통신환경을 구성하여야 한다. X-Plane은 UDP 통신을 통하여 외부로 비행데이터를 내보낼 수 있으며, 외부로부터 조종입력을 받을 수 있다. 이에 대한 예로 입출력하고자 하는 데이터를 Fig. 5와 같이 확인하고 선택할 수 있다.

2.3.3 자동생성 알고리즘 구성과정

서로 다른 조건에 테스트되어야 하는 QTG 항목들은 각각에 맞게 알고리즘이 구현되어진다. 테스트 항목 중에서 Stall Warning 항목을 예들 들어 자동테스트 알고리즘 구성과정을 살펴 보도록 한다. 본 테스트 항목은 Power-On Stall 시험에 해당한다.

X-Plane에서 불러온 SR-20 항공기는 throttle, aileron, elevator, rudder를 조작하여 기동을 제어한다. 이러한 입력 네 가지를 각각 자동제어할 수 있는 제어를 구성하여 자동테스트 알고리즘을 도울 수 있도록 한다[7].

구성한 방식에 대한 순서는 다음과 같다. 먼저 rudder를 제어하여 항공기가 활주로 시작지점에서 끝 지점까지 활주로를 벗어나지 않고 활주할 수 있는 제어를 구성한다. Fig. 6과 같이 현재 항공기 위치의 위경도 값과 활주로 끝 위치의 위경도 값의 차이를 피드백 받아 rudder와 연결되어 있는 nose gear를 제어할 수 있도록 PID제어

기를 구성한다. PID제어의 이득값은 trial and error 방식으로 적당한 값을 찾아 입력하였다. 이렇게 구성된 rudder 제어가 앞에서는 MATLAB/Simulink의 State Flow Chart 블럭을 사용하여 입력을 받을 수 있도록 구성하였다.

Figure 7과 같이 구성된 이륙을 위한 State에서는 elevator는 중립을 유지하고 aileron은 항공기의 roll 각도를 0도로 유지할 수 있도록 하였다. Rudder는 항공기가 활주로를 이탈하지 않고 이륙할 수 있게 제어하도록 구성하였다. 이륙단계는 throttle 레버를 최대로 유지하도록 하여 항공기의 이륙속도가 100kts가 되면 다음 State로 넘어갈 수 있도록 구성하였다.

다음으로 elevator를 제어하여 항공기의 상승 속도 및 고도를 제어할 수 있도록 하였다. Fig. 8과 같이 멀티루프를 구성하여 내부루프에서는 상승속도를 제어하고 외부루프에서는 고도를 제어할 수 있도록 하였다. Rudder제어와 마찬가지로 PID제어를 사용하였으며 이득값도 역시 trial and error 방식을 사용하여 적절한 값을 찾아 입

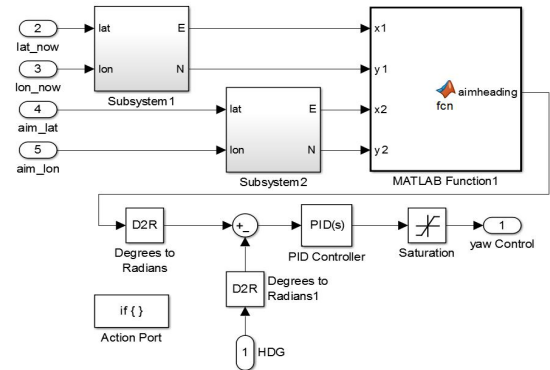


Fig. 6. Yaw Control Algorithm

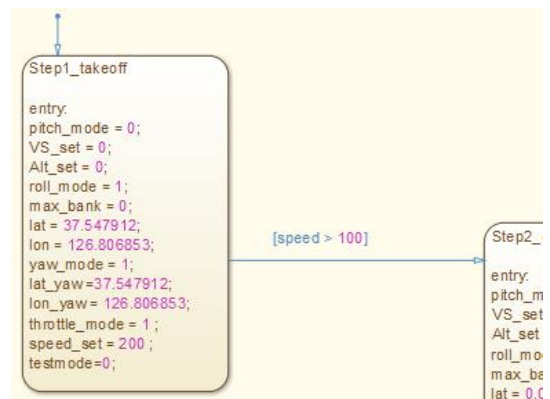


Fig. 7. Command value for Take off

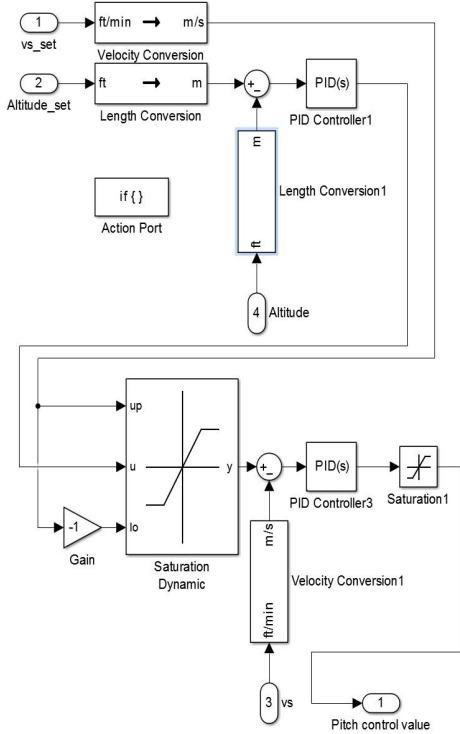


Fig. 8. Altitude Control Algorithm

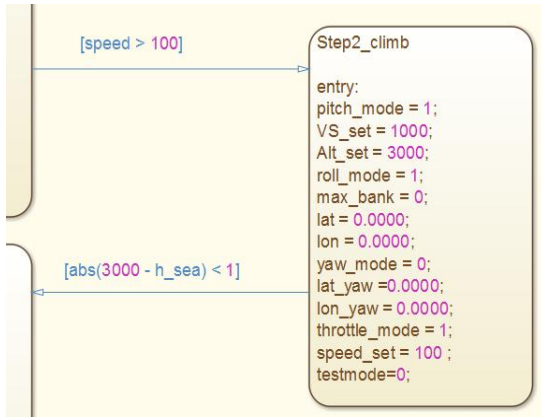


Fig. 9. Command value for Climb

력하였다.

이렇게 구성된 고도 제어기 앞에는 역시 state flow에서 명령을 내릴 수 있도록 구성하였다. Fig. 9와 같이 사용자가 결정한 상승속도와 고도를 제어기에 전달할 수 있도록 하였고 roll 각도는 0도를 유지하고, rudder는 중립에 위치시킬 수 있도록 구성하였다. 그리고 항공기의 고도가 3,000ft가 되었을 때 다음 State로 넘어갈 수 있

도록 구성하였다.

Throttle을 제어하여 일정한 속도를 추종할 수 있는 제어기 역시 구성 되었다. PID 이득값은 앞선 제어기들과 마찬가지로 trial and error 방식으로 적절한 값을 찾았다.

항공기가 원하는 고도까지 도달하였을 때 세 번째 State에서 고도와 속도를 유지하도록 명령을 내려준다. 고도와 속도를 120초간 유지하면서 항공기는 트림상태에 도달하게 된다. 트림상태에 도달한 후에는 Fig. 12와 같이 테스트를 시작하게 된다. 비행시험 시작 state에 도달하게 되면 Simulink에서 비행데이터를 저장하기 시작한다.

항공기 기동의 변화를 관찰하기 위해서 5초의 간격을 둔 후에 테스트에서 요구하는 기동을 하게 된다. Stall Warning 테스트의 경우 트림상태에서 항공기의 throttle을 idle 상태로 두어 항공기의 속도를 점차 줄이는 기동을 하게 된다.

항공기가 실속에 들어가면 경고알람을 보내주게 된다. Simulink는 이때의 속도를 저장하고 Fig. 14와 같이 실속 발생 1초 후에 자동으로 테스트를 종료시키게 된다.

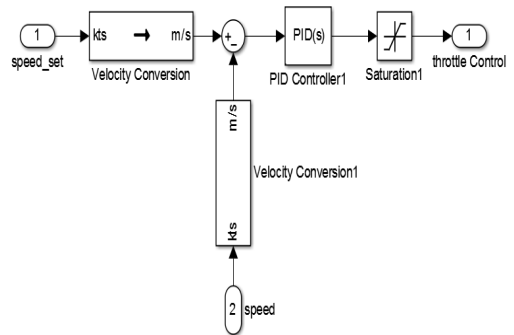


Fig. 10. Speed Control Algorithm

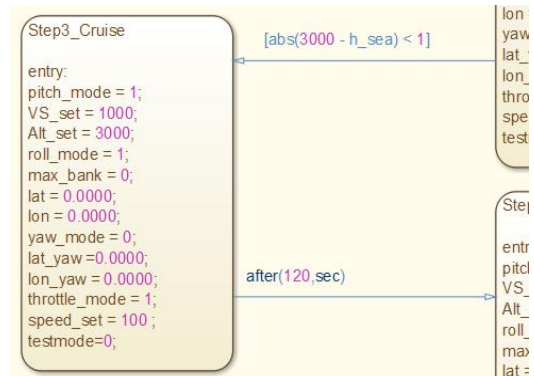


Fig. 11. Command value for Trim State

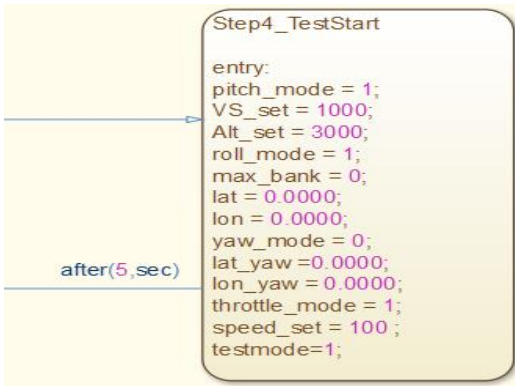


Fig. 12. Command value for Test Start

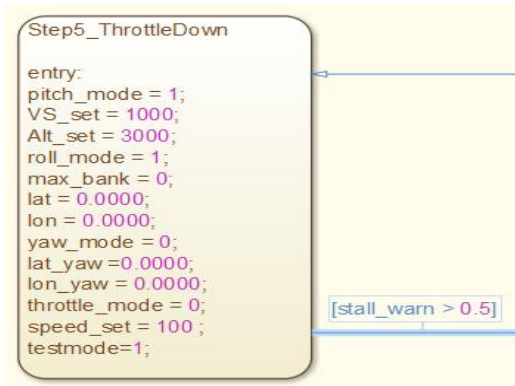


Fig. 13. Command value for Idle Throttle

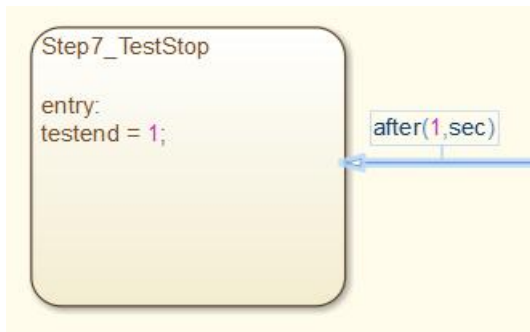


Fig. 14. Command value for Test Finish

테스트가 종료된 후 Simulink는 저장한 데이터를 callback 함수를 이용하여 자동으로 분석하고 테스트 시작 초기 조건과 결과 그래프를 출력할 수 있도록 구성하였다. Fig. 15는 테스트 종료 후에 자동으로 출력된 테스트 초기조건이다.

초기 조건을 통해서 고도와 속도가 사용자가 입력한 대로 도달하였음을 알 수 있다. 속도의 경우 100kts의 명령을 주었지만 정상상태 에러가

발생하여 98.7kts에 도달하였다. 하지만 일정한 속도를 유지하여 트림상태에 도달하였음이 중요하므로 정상상태 에러를 줄이기 위해 이득값을 수정하지 않았다. 또한 pitch, roll, yaw angular moment가 0에 가깝게 접근하여 회전에 대한 트림조건 역시 만족하고 있음을 알 수 있다.

Figure 16은 테스트 종료 후 자동으로 출력된 결과 그래프 이다. Fig. 16에서는 throttle을 idle 상태로 둔 항공기가 점점 감속하다 68.52kts가 되었을 때 실속 경고알람이 울렸음을 알 수가 있다. 이는 alternative data source에서 명시한 44kts에서 72kts 범위를 만족시키는 것이다.

위와 같은 모든 과정은 state-flow를 사용하여 테스트 시작부터 결과 출력까지 모두 자동으로 이루어 질 수 있도록 하여 테스트 진행 시 매번 수동으로 결과를 얻어야 하는 번거로움을 피하도록 하였다. 또한 다른 비행 모델에 대한 테스트를 진행할 경우에도 제어 이득값만 수정하여 준다면 구성한 알고리즘을 동일하게 적용하여 테스트할 수 있다는 확장성 역시 가지고 있다. 하지만 모든 제어기의 경우 적분제어기를 포함하고 있어 새로운 테스트를 진행할 경우 시뮬레이션을 Reset하여 시작하여야 한다.

```

initialcondition =
    'True Airspeed (kt)'      [ 98.7066]
    'Pressure Altitud...'   [ 2.9999e+03]
    'Weight (lb)'           [ 2.5433e+03]
    'Rate of Climb (fpm)'   [ 0.2567]
    'Pitch Angle (deg)'     [ 2.4064]
    'Roll Angle (deg)'      [ 0.0028]
    'Heading (deg)'         [ 160.6932]
    'Pitch rate (deg/...'   [-9.1011e-06]
    'Roll rate (deg/s^2)'   [-4.3465e-05]
    'Yaw rate (deg/s^2)'    [ 0.0010]
    'Pilot Column Pos...'  [ 0.2129]
    'Elevator Angle (...)' [ -2.5228]
    'Propeller Speed ...'   [ 2.0994e+03]
    'Pitch Angular Mo...'   [ -0.0250]
    'Roll Angular Mom...'   [ -0.0038]
    'Yaw Angular Mome...'   [-6.2796e-04]
    
```

Fig. 15. Test Initial Condition

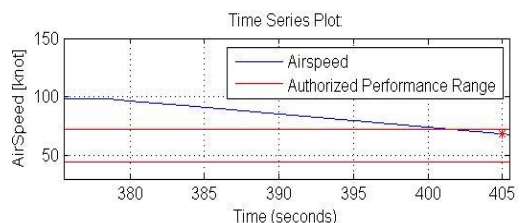


Fig. 16. Test Results Graph

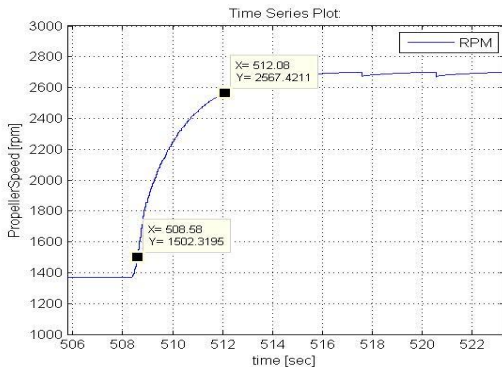


Fig. 17. Engine Acceleration Test Result

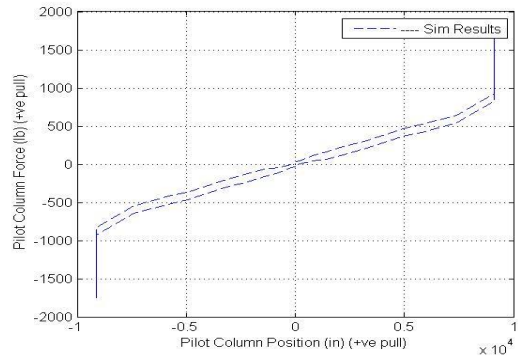


Fig. 18. Pitch control position vs force

2.3.4 Performance Test

성능 시험 항목 중 엔진 가속 시험은 throttle 조작에 따른 항공기 엔진의 RPM변화를 측정하는 테스트이다. Throttle을 idle 상태에서 최대 상태로 위치시켰을 때 최대 RPM 대비 10%에 도달하였을 때와 90% 도달하였을 때의 시간차를 측정한다. alternative data source에 따르면 시간차는 2초에서 4초 사이에 위치해야 한다.

Figure 17에서 보여주듯이 10%에 도달하였을 때는 약 508.6초 그리고 90%에 도달하였을 때는 약 512.08초였음을 알 수 있다. 결국 테스트 결과는 약 3.48초로 범위를 확인하였고, 따라서 테스트 결과 허용오차 범위를 만족시켰음을 확인할 수 있다.

2.3.5 Handling Quality Test (조종성 시험)

Handling quality test 항목 중에서 yoke와 rudder 페달을 움직이기 위해 조종사가 가해야 하는 힘을 측정하는 항목이 있다. 테스트는 아래와 같은 순서로 진행하게 된다.

- 초기조건과 트림상태를 확인한다.
- Yoke를 column방향으로 끝까지 밀었다가 다시 끝까지 당긴다.
- Yoke를 다시 중립상태로 위치시킨다.
- CLS2SIM 소프트웨어로부터 읽은 값을 기록한다.

이와 같은 방법으로 측정된 힘은 파운드(lb) 단위로 측정되며 그 결과는 Table 2와 같다.

세 가지의 위치에 대한 힘 측정 결과 중 Pitch control Position vs Force의 측정 결과를 그래프로 도시하면 Fig. 18과 같다.

2.3.6 System Response Time Test

테스트항목 중에는 시스템의 반응속도를 측정하는 항목이 있다. 지연시간이 발생하는 요인은 세 가지로 볼 수 있다. 첫 번째 요인은 하드웨어의 지연시간이다. Fig. 19와 같이 Brunner社의 CLS는 시뮬레이션이 진행되는 동안 1초에 30번의 속도로 갱신을 한다고 표시하고 있다. 즉 최대 1/30초의 지연이 일어날 수 있음을 알 수 있다.

두 번째 지연시간의 요인은 소프트웨어 즉 X-Plane에서 발생하는 지연시간이다. X-Plane의 지연시간은 Fig. 20과 같이 Simulink를 통해 입

Table 2. Control Position vs Force

Pitch Control Position vs Force	FAR Breakout Tolerance	±2 lbs
	Hardware Breakout Tolerance	±0.31 lbs
Roll Control Position vs Force	FAR Breakout Tolerance	±2 lbs
	Hardware Breakout Tolerance	±0.082 lbs
Yaw Control Position vs Force	FAR Breakout Tolerance	±5 lbs
	Hardware Breakout Tolerance	±5 lbs

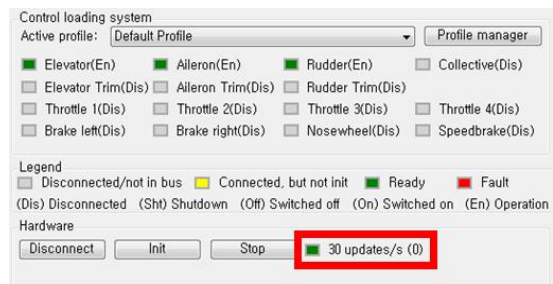


Fig. 19. CLS time delay

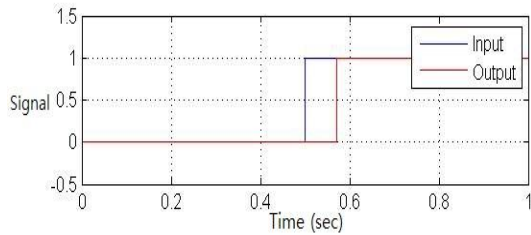


Fig. 20. X-Plane Time Delay

력을 주었을 때와 출력으로 나오는 시간차이를 확인함으로써 측정하였다.

마지막 지연시간의 요인은 영상장치의 전달지연 시간이다. 시뮬레이터를 구성하고 있는 영상장치의 지연시간은 스펙정보에서 5ms라고 확인할 수 있다. 이 세 가지의 지연시간을 모두 더하면 108ms로 alternative data source에서 제시하고 있는 300ms보다 낮음을 확인하였다.

III. 결 론

X-Plane으로 구현한 소형항공기 SR-20 시뮬레이션의 FTD level 5 자격을 획득하기 위한 테스트를 진행하였다. 저가의 상용 비행시뮬레이션 게임 엔진인 X-Plane과 Brunner社의 상용 전자식 CLS를 함께 결합하여 조종반력 측정을 필요로 하는 테스트항목을 포함한 모든 항목에 대해 테스트를 진행하였다.

테스트 결과 미 연방항공청에서 제시하고 있는 CFR Part 60의 조건을 모두 만족시켰다.

X-Plane은 자체 트림루틴을 제공하지 않기 때문에 외부 Autopilot을 접목하여 비행 상태를 정상상태로 유도하였고 모든 테스트 항목마다 요구되는 트림조건을 구현하여 적용할 수 있었다.

또한 모든 테스트 항목을 자동으로 수행할 수 있는 알고리즘을 설계하여 테스트 시작부터 결과 출력까지 자동으로 수행할 수 있게 하였다. 하지만 조종반력장치와 자동알고리즘 사이에 연동은 추후 과제로 남겨져 있으며 조종반력을 측정해야

하는 테스트 항목은 수동 혹은 반자동으로 구성되었다. 하지만 자동 알고리즘을 개발함으로써 해당 SR-20 시뮬레이터에 대해 수 차례 같은 조건과 환경의 테스트를 자동으로 수행할 수 있다는 장점과 다른 소형 항공기 시뮬레이터에 대한 QTG작성 시에도 간단한 수정만으로 적용할 수 있다는 확장성을 확보하였다.

이번 X-Plane을 기반으로 한 SR-20 시뮬레이터에 대한 QTG테스트를 통하여 비교적 저렴한 상용 시뮬레이터 엔진에 대해 FTD level 5 등급 획득의 가능성을 확인할 수 있었으며 이로써 시뮬레이터 시장에서의 경쟁력을 확보할 수 있으리라 기대한다.

후 기

본 연구는 국민안전처 소방안전 및 119구조·구급 기술연구 개발사업("MPSS-소방안전-2015-73")의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) Robert C. Nelson, Flight Stability And Automatic Control, 1998
- 2) Sang-Jun Bae, A Study on QTG Generation for FTD qualification Based on PC-ATD, Sejong univ., 2014
- 3) Laminar Research, X-Plane 10 Desktop Manual, 2016
- 4) Walker Guthrie, vflyteair Cirrus SR-20 User's Manual, 2011
- 5) Brunner, GER 1079 CLSB Yoke Manual V1.1, 2012
- 6) FAA 14 CFR Part 60: Rules and Regulations, 2008, Vol.73, No.91, pp26587-26634
- 7) Il-Woo Kim, Performance-based Modelling and Integrated Operation Simulation for Manned and Unmanned Aerial Vehicles, Sejong univ., 2016