

Stateflow를 이용한 소형제트기 Flight Director의 비행모드 구현

이장호* · 김성필** · 성기정*** · 김응태****

Realization of Flight Modes for Light General Aviation Flight Director using Stateflow

Jangho Lee* · Sungpil Kim** · Kijeong Sung*** · Eungtai Kim****

ABSTRACT

Flight modes of automatic flight control system for light general aviation flight deck, Garmin G1000, were realized using Stateflow. In developing aircraft, it is difficult to verify the operational flight program in particular branch statement because developer can not see any visual logical stream. So, Stateflow has been used to visualize logical stream, transition from one flight mode to another flight mode. The performance was approved by applying flight mode transition conditions of G1000 to proposed transition system that is composed of states, switches, events, data and transition conditions. DRUMI-II was used as 6-DOF simulation model.

Key Words: Flight Mode, Stateflow, Flight Director, Business Jet, Autopilot

약어 설명

PIT : Pitch Hold Mode
 ALT : Altitude Hold Mode
 VS : Vertical Speed Mode
 FLC : Flight Level Change Mode
 GS : Glideslope Mode
 GA : Go Around Mode
 ROL : Roll Hold Mode

HDG : Heading Select Mode
 NAV : Navigation Mode
 APR : Approach Mode

1. 서론

최근에 개발된 소형제트기는 조종사의 피로경감과 더불어 비행안전성 제고를 위하여 자동비행시스템이 필수적인 요소로 인식되고 있다. 또한, 소형제트기의 항공전자시스템은 집중화된 다중프로세서(centralized multi-processor)와 다중연산 계산구조(multi-process computing architectures)로서 B-777의 Integrated

†2007년 월 일 접수 ~ 2007년 월 일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀

*** 정회원, 한국항공우주연구원 첨단비행제어팀

**** 정회원, 한국항공우주연구원 항공미래기술연구실
 연락처, E-mail: jh7677@kari.re.kr

Modular Avionics와 유사한 시스템을 장착하는 추세이다. 이러한 소형항공기 시스템 변화는 고전적 비행방식인 조종사 중심의 비행방식에서 자동비행제어시스템(AFCS) 중심의 비행방식으로의 변화를 야기하였으며 자동비행제어시스템의 비중은 보다 더 증가하고 있다. 이에 본 논문에서는 소형제트기 자동비행제어시스템의 일부인 flight director 기능을 구현하였다. Cessna-182와 6인승 소형제트기인 Cessna Mustang의 Flight Deck으로 장착된 Garmin사 G1000의 flight director 비행모드를 Mathwork사의 Stateflow를 이용하여 구현하였다. 이로써 PFD(Primary Flight Display)의 비행모드 버튼(button)과 logic에 따른 비행모드 변화를 확인하였다.

2. Flight Director 비행모드

Flight Director 명령은 PFD의 command bar를 통하여 확인할 수 있으며 아래와 같은 기능을 제공한다.

- 가. Command Bar는 pitch/roll guidance 제공
- 나. Pitch/roll mode selection & processing
- 다. Autopilot communication

G1000의 PFD를 Fig. 1 에 나타내었으며, 왼쪽

하단의 버튼을 통하여 자동비행모드를 변화시킬 수 있다. 버튼의 기능을 아래에 설명하였다[1].

- 가. AP - Engages/disengages the Autopilot
- 나. FD - Activates/deactivates the Flight Director only

※ FD 키를 누르면 Flight Director는 기본적으로 수직방향 모드와 횡방향 모드가 동작한다. 만약 Autopilot 모드가 인가되지 않고, FD 키를 다시 한 번 누르면 Flight Director가 비활성화되고, PFD(primary flight display)로부터 명령바(command bar)가 나타나지 않는다. 그런데, Autopilot 모드가 인가된 상태라면, FD 키를 조작할 수 없다.

- 다. NAV - Selects/deselects Navigation Mode
- 라. ALT - Selects/deselects Altitude Hold Mode
- 마. VS - Selects/deselects Vertical Speed Mode
- 바. FLC - Selects/deselects Flight Level Change Mode
- 사. YD - Engages/disengages the Yaw Damper
- 아. HDG - Selects/deselects Heading Select Mode
- 자. APR - Selects/deselects Approach Mode
- 차. NOSE UP/NOSE DN Keys - Control the active pitch reference for Pitch Hold, Vertical Speed, and Flight Level Change Modes

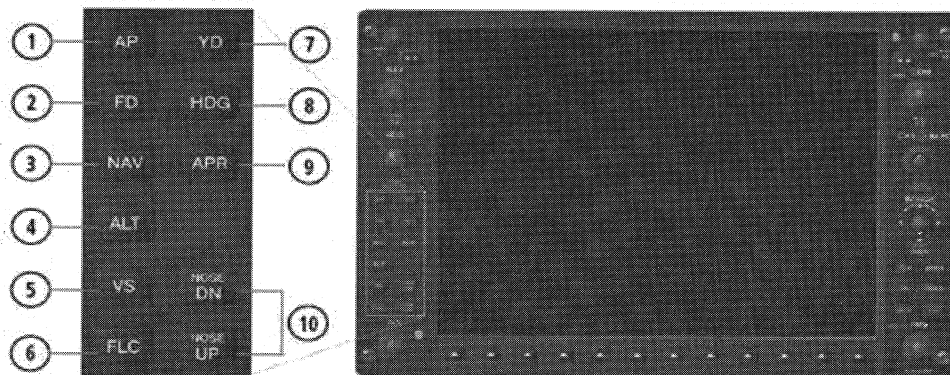


Fig. 1 Primary Flight Display (G1000)

조종사는 PFD 왼쪽의 비행모드 버튼을 통해 자동비행 또는 Flight Director 비행모드를 선택할 수 있다.

Table 1은 종방향 비행모드를 나타낸 것으로서, 각각의 비행모드 버튼을 선택하였을 때 항공기가 갖는 비행모드와 PFD에 표시되는 비행모드를 나타내었다.

Table 1. Flight Director Modes (Pitch Modes)

Mode Key	Pitch Mode	Annunciation Window
(default)	Pitch Hold	PIT
ALT	Altitude Hold	ALT
VS	Vertical Speed	VS
FLC	Flight Level Change	FLC
APR	Glideslope	GS
GA	Go Around	GA

21 Pitch Hold Mode (PIT)

FD 키가 활성화 되었을 경우 기본적으로 피치각 유지모드가 동작하며, 그 때의 피치각이 기준값으로 설정되어 Flight Director는 pitch 각을 일정하게 유지시킨다. NOSE UP/NOSE DN 키로써 피치각을 0.5도씩 기준값을 변화시킬 수 있다.

22 Altitude Hold Mode (ALT)

PFD의 ALT 키가 활성화 되었을 경우 고도유지모드가 동작하며, 그 때의 고도가 기준값으로 설정된다. 고도유지모드는 Pitch Hold, Vertical Speed, Flight Level Change와 Go Around Mode에서 자동적으로 동작한다.

23 Vertical Speed Mode (VS)

PFD의 VS 키가 활성화 되었을 경우 수직속도 유지모드가 동작하며, 그 때의 수직속도가 기준값으로 설정된다. NOSE UP/NOSE DN 키를 이용하여 수직속도 기준값을 100 fpm 간격으로 변화시킬 수 있다.

24 Flight Level Change Mode (FLC)

PFD의 FLC 키가 활성화 되었을 경우 속도유지모드가 동작하며, 그 때의 항공기 속도가 기준값으로 설정된다. 또한, FLC 모드는 기준값을 유지하며 설정된 고도로 상승이나 하강비행을 하게 되는데 조종사는 Autopilot이 속도와 관련된 피치각을 유지하도록 엔진 파워를 조절해 주어야 한다.

25 Go Around Mode (GA)

PFD의 GA 키가 활성화 되었을 경우 항공기의 피치각이 7도가 되도록 유지한다. GA 모드가 동작하면 자동적으로 Autopilot를 해제시키고, 고도유지 모드가 동작하게 된다. 조종사가 피치각을 조절하기 위해 NOSE UP/NOSE DN 키를 조작하게 되면 자동적으로 GA 모드를 해제하고 고도유지모드가 동작한다.

Table 2는 횡방향 비행모드를 나타낸 것으로서, 각각의 비행모드 버튼을 선택하였을 때 항공기가 갖는 비행모드와 PFD에 표시되는 비행모드를 나타내었다.

Table 2. Flight Director Modes (Roll Modes)

Mode Key	Roll Mode	Annunciation Window
(default)	Roll Default	ROL
HDG	Heading Select	HDG
NAV	VOR Enroute	VOR
	Arm/Capture/Track	GPS
	BC Arm/Capture/Track	BC
	LOC Arm/Capture/Track (No Glideslope)	LOC
APR	GPS Arm/Capture/Track	GPS
	VOR Approach	VAPP
	ILS Approach	LOC
GA	Go Around	GA

26 Roll Hold Mode (ROL)

FD 키가 활성화 되었을 경우 롤축은 기본적으로 롤각 유지모드가 동작하며, 아래와 같은 조건에 따라 동작한다.

- 항공기 경사각이 6도 이상이면, 롤각 유지모드로 동작한다. Flight Director는 모드 선택 순간의 경사각을 유지한다.
- 만약 항공기 경사각이 6도 미만이면, 항공기와 Flight Director는 모두 수평비행을 유지하도록 동작한다.

27 Heading Select Mode (HDG)

방위각 유지모드는 조종사가 방위각 선택 노브로 설정한 방위각을 유지하는 모드이다. 설정된 방위각은 PFD에 표시된다.

28 Navigation Mode (NAV)

항법모드는 GPS, VOR 또는 LOC 중 조종사가 선택한 항법 수신기를 통하여 비행하는 모드이다. GPS 모드일 때는 GPS 경사각 조향 명령을 추종하며, VOR, LOC 모드에서는 선택된 Course와 Deviation으로부터 경사각 조향 명령을 생성하게 된다.

3. Stateflow를 이용한 비행모드 구현

본 절에서는 앞에서 언급한 G1000의 Flight Director 비행모드를 Mathworks사의 Stateflow를 이용하여 구현하였다.

Stateflow는 이벤트 구동 시스템(event-driven system)이다[2]. 이벤트 구동 시스템에서 시스템은 하나의 상태에서 다른 상태로의 전이를 발생시킨다. 여기서 다른 상태는 이미 기술된 상태이며, 조건이 모두 만족되어야 전이가 될 수 있다. 본 논문에서는 Flight Director의 비행모드를 상태로 구성하였다. 항공기는 두루미-II 모델을 이용하였으며, 제어기는 자세유지를 내부루프로 갖고, 고도와 속도유지를 외부루프로 갖는 구조이며, 이를 Fig. 2에

나타내었다.

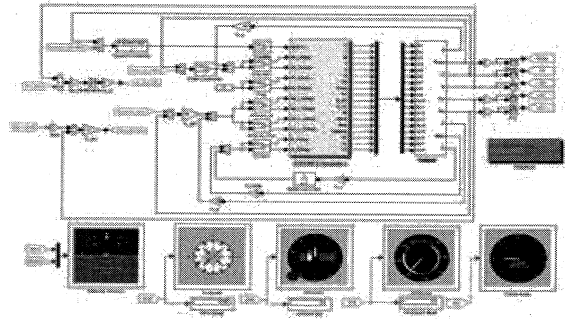


Fig. 2 Controller Structure of DRUMI-II

Figure 3과 같이 PFD에서 Flight Director 모드를 설정할 수 있는 기능과 Autopilot과 Yaw Damper를 동작/해제할 수 있는 기능을 On/Off를 표현할 수 있는 스위치를 통하여 Stateflow의 event로 구현하였으며, NOSE UP/NOSE DN 기능 또한 스위치를 통하여 구현하였다. 실제 항공기 조종사가 고도나 방위각 노브로 기준값을 설정하는 기능도 구현하였다.

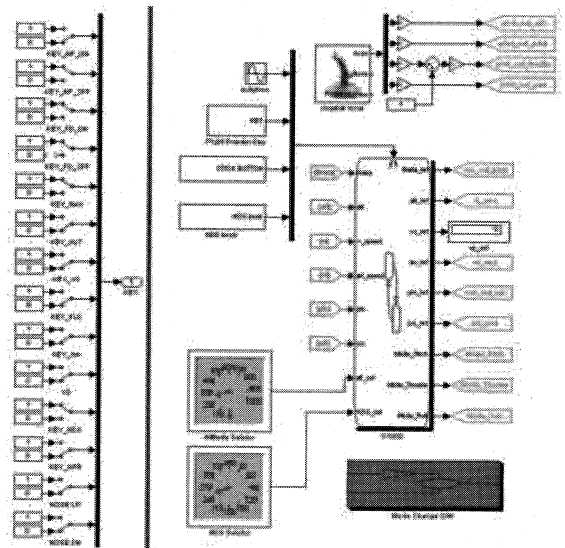


Fig. 3 Button & Knobs of G1000

Figure 4는 앞 절에서 언급한 비행모드와 논리적 조건들을 모두 적용한 피치축 비행모드를

Stateflow로 구현한 그림이며, Figure 5는 롤축 비행모드를 구현한 그림이다. 또한, Figure 6은 Autopilot, Yaw Damper 등의 동작을 상태로 표시한 Stateflow 구성도이다. 구성한 state로는 자동비행 동작상태를 확인할 수 있는 Autopilot 과 Flight Director의 비행모드를 substate로 갖는 Pitch_Modes와 Roll_Modes로 구성하였다. "FD ON" 스위치를 작동시켜 Flight Director를 작동시키는 이벤트를 발생시키면 기본적으로 피치축은 피치각 유지모드에서 동작하게 되고, 롤축은 롤각 유지모드에서 동작하는 결과를 얻을 수 있다.

롤 모드는 접근모드를 제외한 항법모드를 구현하였으며, 시뮬레이션을 통한 결과를 4장에 나타내었다.

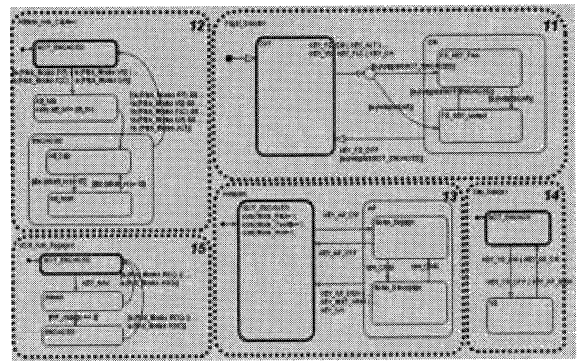


Fig. 6 Stateflow of Autopilot

4. Simulation을 통한 성능 평가

Stateflow를 이용한 자동비행 성능을 검증하고, 각 조건에 따른 비행모드가 변화하는지를 검증하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 항공기 모델은 항공우주연구원원의 두루미-II 6자유도 모델을 이용하였으며, 비행시나리오는 다음과 같다. 초기조건은 좌표 (0,0,100)에서 수동모드로 시뮬레이션을 시작한다. 약 30초에서 수직속도 모드의 자동비행모드로 전환한다. 이 때 조종사는 항공기 고도를 300m로 설정해 놓은 상태로 수직속도 모드가 인가됨과 동시에 고도유지 모드가 장전된다. 200초에서 조종사는 방위각을 70도로 설정한 후 방위각 유지모드를 동작시킨다. 마지막으로 315초에서 항법모드를 동작시키며, 이 때 조종사는 VOR station을 중심으로 90도의 course를 선택하여 VOR station을 통과하는 것이 본 시뮬레이션의 시나리오다.

Figure 7은 시뮬레이션 전체의 항공기 궤적을 나타낸 그림이다. 삼각형은 VOR station을 나타낸다. 주위의 원은 항공기가 설정된 course로 진입하기 위한 waypoint로서, 조종사가 course를 선택하면 원 위에 waypoint가 결정되며, 항공기는 결정된 waypoint를 통과한 후 진입하게 된다. 조종사가 설정한 course 90도로 진입하여 VOR station을 통과하는 결과를 확인할 수 있다.

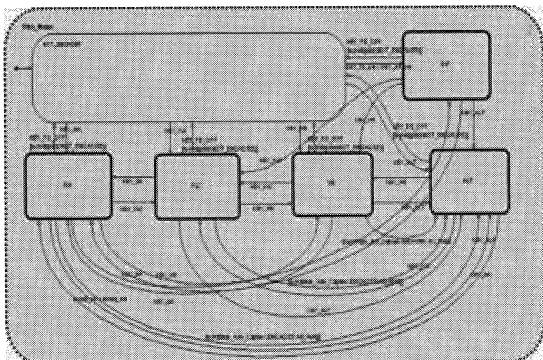


Fig. 4 Stateflow of Pitch Modes

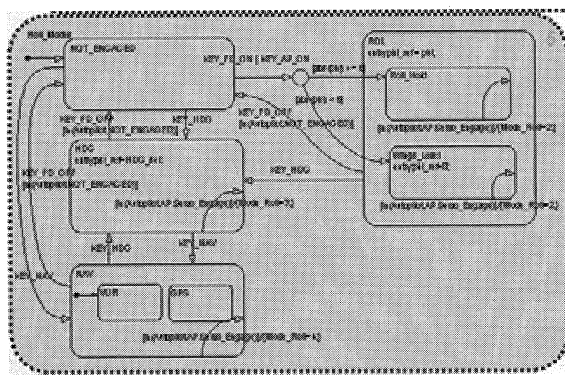


Fig. 5 Stateflow of Roll Modes

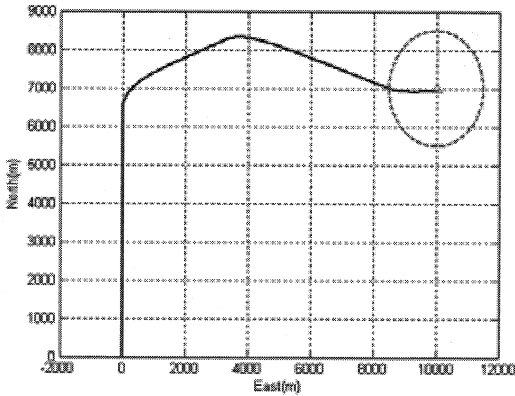


Fig. 7 Trajectory of Aircraft with VOR

Figure 8은 항공기 고도를 나타낸 결과로서 약 30초에서 수직속도 모드가 인가된 후에 고도 300m까지 상승한 후 고도를 유지하는 결과를 보여준다.

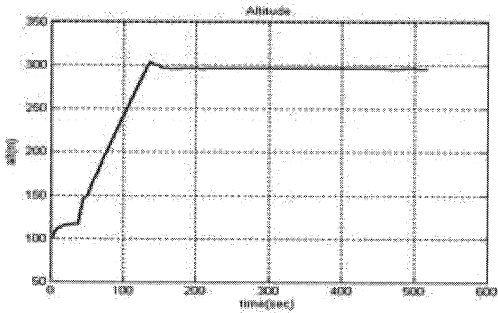


Fig. 8 History of Altitude in Altitude Hold Mode

Figure 9와 Figure 10은 항공기 각속도와 오일러 각을 나타내고 있다. 방위각 그래프에서 200초에 방위각 모드로 전환하여 방위각 70도를 유지하는 것을 확인할 수 있고, 이후 315초에서 항법모드로 전환하여 방위각이 증가하였다. 또한, 약 470초에서 조종사가 설정한 90도 course로 진입하기 위하여 방위각이 90도로 감소하는 것을 확인하였다.

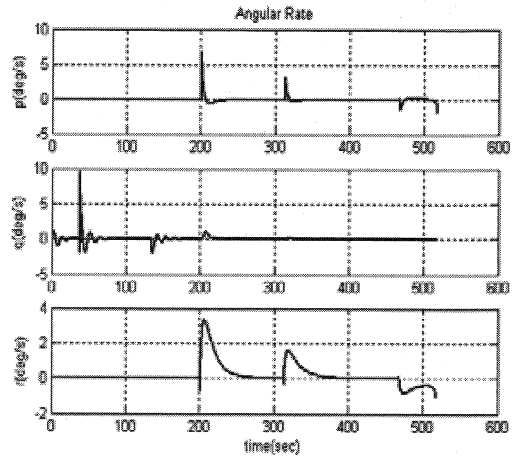


Fig. 9 Time Response of Angular Rate

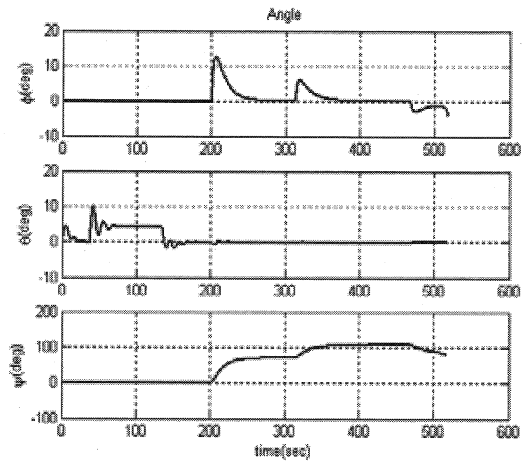


Fig. 10 Time Response of Euler Angle

5. 결 론

본 논문은 Stateflow를 이용하여 소형제트기의 Flight Deck인 Garmin사의 G1000에 자동비행 제어시스템의 비행모드를 구현하였다. G1000의 비행모드 전이조건을 적용하여 실제 시스템과 동일하게 동작하는 결과를 확인하였다.

본 연구로부터 얻은 Stateflow를 이용한 비행모드 구현은 추후 국내에서 소형제트기 개발시

자동비행제어시스템 구현에 직접 적용하여 시험할 수 있을 것으로 기대될 뿐 아니라, 자동코드 생성(Auto Code Generation)을 통하여 항공기에 탑재하여 운용할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] "G1000 Pilots Guide", GARMIN
- [2] "Statflow and Stateflow Coder User's Guide", The Mathworks.
- [3] Stevens, B. L. and Lewis, F. L.: Aircraft Control and Simulation. John Wiley & Sons, Inc., New York (1992).
- [4] Kim, S., Kim, Y., and Song, C.: A Robust Adaptive Nonlinear Control Approach to Missile Autopilot Design. Control Engineering Practice, Vol. 12, No. 2 (2004).
- [5] Farrell, J., Sharma, M., and Polycarpou, M.: Backstepping-Based Flight Control with Adaptive Function Approximation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 3 (2005).
- [6] Kennedy, J. and Eberhart, R.: Particle Swarm Optimization. Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Network, Perth, Australia (1995).
- [7] Calise, A. J., Sharma, M., and Lee, S.: Adaptive Autopilot Design for Guided Munitions. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 23, No. 5 (2000).