

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 706-711(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.706

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

가로축 자동비행시스템 개선에 관한 연구

김종섭*, 고기옥, 지창호, 조인제, 이동규

A Study on Improvement of Roll Autopilot System

Chong-Sup Kim*, Gi-Oak Koh, Chang-Ho Ji, In-Je Cho and Dong-Kyu Lee

Korea Aerospace Industries, Ltd.

ABSTRACT

The fighter aircraft uses several different loading configurations for air-to-surface and air-to-air combat missions. To maintain wings-level flight with an asymmetric weapon configuration, a pilot controls a roll trim system. However, it is difficult to apply an accurate roll trim input for wings-level flight in the actual flight under disturbance. The inaccurate roll trim input degrades the performance of the roll autopilot system. In this paper, to solve this problem, an integrator was additionally designed in the command part of the roll autopilot system. The initial transient response was improved by scheduling the limiter to restrict the roll attitude error. As a result of the evaluation of the simulation for the designed flight control law, the roll attitude following performance was found to be improved in the autopilot system operation under the inaccurate roll trim condition.

초 록

전투기는 공대지 및 공대공 전투임무를 위한 다양한 외부 무장형상으로 운용된다. 무장 발사로 인한 비대칭 무장형상에서는 조종사가 롤트림 입력을 인가하여 수평비행을 유지한다. 그러나 외란이 있는 실제 비행 중에는 수평비행을 위해 정확한 롤트림 입력을 인가할 수 없다. 이러한 상태에서 자동비행시스템 인가 시에는 부정확한 롤트림 명령의 영향으로 롤자세각 오차가 발생하여 롤축 자동비행시스템의 성능을 저하시킨다. 본 논문에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 롤축 자동비행시스템 명령 단계 적분기를 설계하여 롤자세각의 정상상태 오차를 제거하였다. 또한, 롤자세각 오차량을 제한하는 제한기를 비행영역에 따라 스케줄링하여 초기 과도응답을 개선하였다. 시뮬레이션 평가한 결과, 설계된 비행제어법칙은 부정확한 롤트림 상태에서 자동비행시스템을 운용 시에 롤자세각 추종 성능을 개선함을 확인할 수 있었다.

Key Words : Autopilot System(자동비행시스템), Asymmetric Loading Configuration(비대칭무장형상)

1. 서 론

항공기의 자동비행시스템(autopilot system)은

조종사 편의장치로서 조종부담을 완화시켜 임무 효율을 향상시킨다. 이러한 시스템은 민항기뿐만 아니라, 군용전투기에도 보편적으로 적용하고 있

† Received : December 11, 2014 Revised : June 15, 2015 Accepted : July 14, 2015

* Corresponding author, E-mail : robocskim@koreaero.com

다. 자동비행시스템에는 비행운용 중에 조종사의 조종부담을 경감시키는 일반적인 자동비행 기능, 적 방공망 제압(Suppression of Enemy Air Defense, SEAD)을 위한 저고도 침투임무와 같은 전시 작전임무와 관련된 기능, 그리고 항공기의 비행안전(flight safety)을 보장하기 위한 기능이 있다. 첫째, 일반적인 자동비행 기능으로는 고도를 일정하게 유지시키는 고도유지(altitude hold) 모드, 항공기의 자세각을 일정하게 유지시키는 자세각 유지(attitude hold) 모드, 지정된 목표지점까지 가장 짧은 거리로 도착하도록 유도하는 항법목표유지(steering select) 모드, 목표점으로 방향을 유지하게 하는 방위유지(heading select) 모드, 그리고 속도 또는 마하수(mach)를 일정하게 유지시키는 자동추력(autothrottle) 모드가 있다[1]. 둘째, 작전임무와 관련된 자동비행 기능으로는 적의 레이더망을 회피하여 적 방공망을 조기 무력화하기 위해서 저고도 지형밀착비행을 가능하게 하는 자동 지형추종시스템(Terrain Following System, TFS)이 있다[2]. 마지막으로 항공기 안전성 보장을 위한 기능으로는 높은 중력가속도 기동으로 인한 조종사 의식 상실(Gravity-induced Loss Of Control) 및 조종착각(Spatial Disorientation)에 대처하고 지상충돌을 자동으로 감지 및 지상충돌을 회피하며, 안정된 자세를 유지할 수 있도록 하는 지상충돌회피시스템(Automatic Ground Collision Avoidance System, AGCAS)이 있다[3-5].

전투기에서는 비대칭무장(asymmetric loading)으로 운용할 경우에는 롤트림(roll trim) 기능을 이용하여 수평비행을 유지함으로써 조종사의 조종부담을 경감시킨다. 그러나 정확하지 않은 롤트림 인가는 롤축 자동비행시스템 운용 시, 롤자세각(roll angle) 추종에 있어 오차를 발생시킨다. 본 논문에서는 비대칭 무장형상에서 롤축 자동비행시스템 운용 시에 정확하지 않는 트림 조건으로 발생하는 롤자세각 추종 오차를 제거하기 위한 제어법칙을 설계하였다. 설계된 제어법칙은 시간영역 시물레이션을 통해 검증하였다.

II. 비행제어법칙 설계

2.1 기본적인 자동비행시스템

초음속 고등훈련기에 적용되어 있는 자동비행 기능은 세로축과 가로축으로 구분하여 설계되어 있다. Fig. 1은 세로축에 적용되어 있는 자동비행 기능으로, 고도를 일정하게 유지하여 비행하는 고도유지모드와 지평면에 대한 항공기 자세를 일

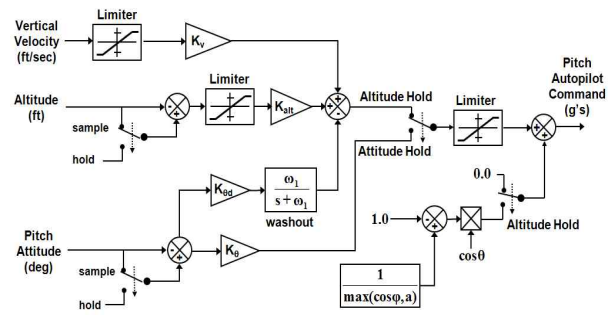


Fig. 1. Structure of pitch axis autopilot control law

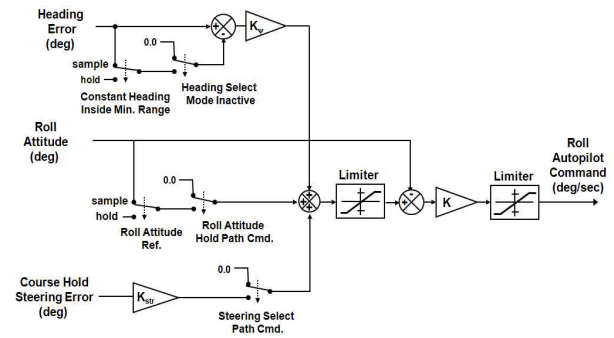


Fig. 2. Structure of roll axis autopilot control law

정하게 유지하는 피치자세각 유지모드에 대해 설계되어 있다. Fig. 2는 가로-방향축에 적용되어 있는 자동비행기능으로, 3가지 모드로 나눌 수 있다. 롤자세각(roll angle)을 일정하게 유지하는 롤자세 유지모드, 지정된 항법 목표지점까지 가장 짧은 거리로 도착하게 하는 항법목표유지 모드, 그리고 임의의 항법목표점으로 방향을 유지하는 방위유지모드가 설계되어 있다. 항법목표 유지모드는 자동 및 수동 모드가 있다. 자동모드의 경우는 입력된 항로점(steer point) 설정에 의해 목표지점의 범위 내에 도달하면 자동으로 다음 항로점으로 전환되고, 수동모드인 경우는 조종사가 항로점으로 지정하여야 한다. 또한, 최종 경로점에 도달했을 때 최종 방향각을 유지하는 방위유지모드로 전환된다. 그리고 항공기 자세정보와 조종사의 세로 및 가로축 조종입력이 미리 설정된 제한기준을 초과하였을 경우, 자동비행기능은 자동으로 비활성화 되고 정상모드로 복귀된다.

2.2 제어법칙 설계

2.2.1 비행영역에 따른 트림 변화량

Figure 3에서 제시한 비대칭형상(D20D1A1)은 오른쪽 날개끝(wing-tip)에 AIM-9, 왼쪽 날개 끝에 16S, 중앙동체에 150lbs 연료탱크, 오른쪽 날개의 바깥쪽(outboard)과 안쪽(inboard)에 CBU-105, 그리고 왼쪽 날개의 바깥쪽에 파일론 (pylon)과

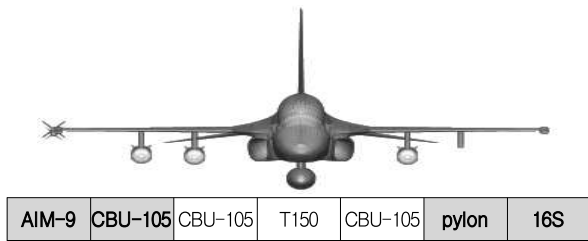


Fig. 3. Aircraft loading configuration(D20D1A1)

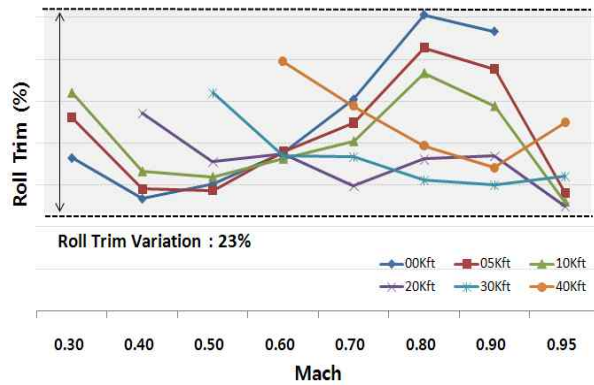


Fig. 4. Roll trim in flight envelope

안쪽에 CBU-105를 장착하고 있는 CAT (Category) III 비대칭 무장형상이다. 비대칭무장형상에서 수평비행 유지를 위한 롤트림 량은 속도와 고도에 따라 다르다. Fig. 4는 D20D1A1형상에서 속도와 고도에 따라 수평비행을 위해 요구되는 롤트림 량을 나타낸다. 요구되는 롤트림 량은 동압이 비교적 큰 저고도 및 고아음속영역에서는 증가하고, 천음속 영역으로 진입할수록 감소하는 특성을 가진다. 그리고 비행운영 내에서 속도와 고도의 변화에 따라 롤트림의 최대 변화율은 약 23%로 예측되는데, 롤축 자동비행시스템을 운용하여 비행상태가 변경될 경우에는 초기에 설정된 롤트림과 트림량의 차이로 인해 롤자세가 오차가 발생한다. 따라서 비대칭 무장형상에서 롤축 자동비행시스템을 운용할 경우에는 롤트림 사용에 주의가 필요하다.

2.2.2 현상 분석

외부무장(external loading)을 장착하는 전투기의 경우에는 운용 중, 무장발사로 인해 가로축 비대칭이 발생하게 된다. 이를 보상하기 위해 조종사가 트림명령을 사용하여 제어조종면을 변경하여 수평비행을 할 수 있다. 그러나 외란(disturbance) 등이 존재하는 실제 비행환경에서 조종사가 인가하는 트림량으로 정확하게 항공기를 수평으로 유지하는 데에는 한계가 있다. 그리고 해당 비행영역에서 트림량을 정확하게 인가한

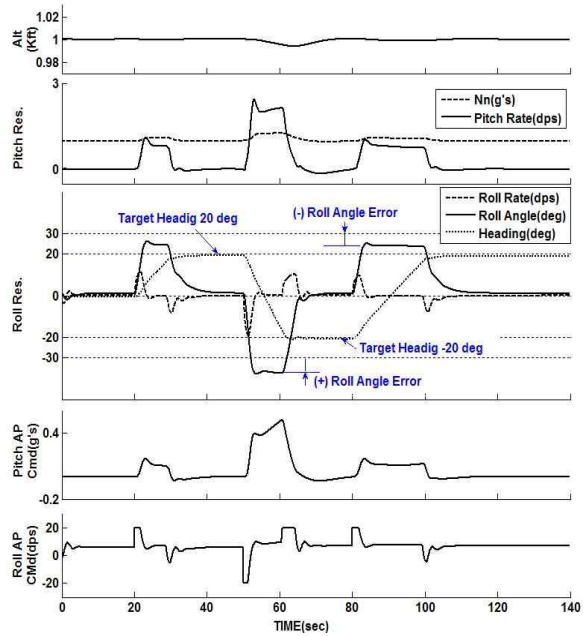


Fig. 5. Simulation result of altitude hold and heading select mode(-6% roll trim error)

다 하더라도 운용 중 비행영역이 변경되게 되면 요구되는 트림량이 달라지기 때문에 초기에 적용된 롤 트림량으로는 수평비행을 유지하지 못하게 된다.

D20D1A1형상은 비대칭 무장형상으로 M0.4@10kft에서 수평비행을 유지하기 위해서는 우측 방향으로 17%의 롤트림 량이 필요하나, 롤트림의 오차량에 대해 제어기에서 보상할 수 있는 한계가 있다. 이러한 이유로 6%의 롤트림 오차량을 인가하여 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 5는 M0.4, 고도 10kft, UA(Up and Away), D20D1A1형상에서 롤 트림량을 11%로 감소시켜 고도 및 방위유지모드에 대한 자동비행시스템을 시뮬레이션 한 결과이다. 초기의 목표 방향각을 20°로 설정하였을 때, 25°의 우측 롤을 발생시켜 목표 방향각을 추종 시에 롤자세가 제한치인 30°에 미치지 못하여 (-)의 오차가 발생하였다. 그리고 목표 방향각을 -20°로 설정하였을 때는 -35°의 좌측 롤을 발생시켜 목표 방향각을 추종 시에 롤자세가 제한치인 -30°를 초과하여 (+)의 오차가 발생하였다.

현재 제어 알고리즘에서는 일정량 이상의 롤트림량 오차가 있을 경우, 자동비행시스템에서 제한하고 있는 롤자세가 범위를 초과하거나 도달하지 못하는 현상이 발생한다. 그리고 수평비행을 위한 롤 트림량의 오차가 커질수록 롤자세가 오차가 많이 발생하며, 자동조종명령으로 보상할

수 없는 롤운동이 발생할 수 있다. 따라서 이러한 현상은 자동비행시스템을 운용 시, 롤자세각 유지에 있어 조종사의 불편을 초래할 수 있고, 항공기를 위협한 상황에 노출시킬 수 있다. 이에 비행교범(flight manual) 상에 운용 시 주의를 상기시키는 문구를 제시하거나, 비행제어법칙의 개선이 요구된다.

2.2.3 제어법칙 설계 개선

비대칭 무장형상에서 정확하지 않은 롤트림의 사용으로 롤축 자동비행시스템을 운용할 경우에, 발생하는 롤자세각 오차를 제거하기 위해 롤축 자동비행 제어법칙을 설계 개선하였다. Fig. 6은 개선된 롤축 자동비행 제어법칙 구조를 나타낸다. 롤자세각 오차를 제거하기 위해 기존의 비례(Proportional) 제어방식에서 적분기를 추가하여 제어기를 설계하였다. 초기에 발생하는 과도한 롤자세각 입력 오차로 인해 발생하는 초기 과도 응답을 제거하고 정상상태에서 롤자세각 오차 제거 성능을 향상시키기 위해, 적분기 입력 단에는 롤자세각 오차량을 제한하는 제한기를 설계하였다. 그리고 제한기의 제한 값은 롤트림 오차에 대한 시뮬레이션을 통해 최적의 값으로 Fig. 7과 같이 산출하였다.

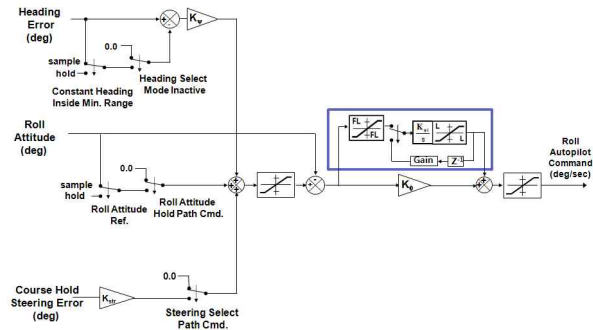


Fig. 6. Improve the roll autopilot control law

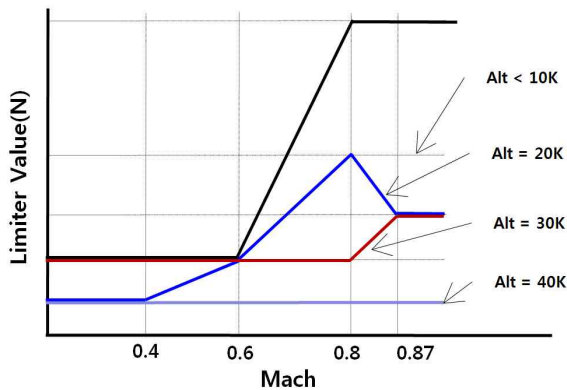


Fig. 7. Feedback Limiter(FL) scheduling

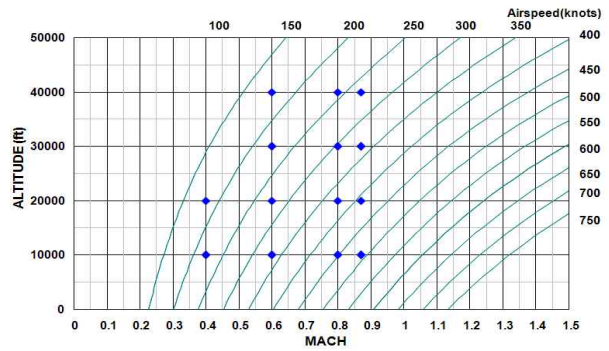


Fig. 8. Test points

III. 해석 및 결과

3.1 평가영역 및 평가방법

설계된 롤 자동비행 제어법칙은 시간영역의 시뮬레이션을 통해 평가하였다. 대표적인 항공기 형상은 CAT 3 의 최대 비대칭 형상인 D20D1A1 로 선정하였다. 그리고 평가영역은 Fig. 8에서 보는바와 같이 자동비행시스템 운용영역인 고도 10Kft와 20Kft에서 M0.4, 0.6, 0.8, 0.87, 고도 30Kft와 40Kft에서 M0.6, 0.8, 0.87 조건을 선정하였다. 평가방법은 비행영역별로 롤자세각 오차입력 단에 설계된 제한기의 제한 값에 대한 영향성을 시뮬레이션을 통해 평가하였다. 그리고 롤트림 오차량을 달리하여 시뮬레이션을 통해 설계된 롤 자동비행 제어법칙의 성능을 평가하였다.

본 논문에서는 M0.6, 0.8@10Kft 및 M0.6@30Kft 영역에서 롤트림 오차량을 달리하여 방위 유지모드를 시뮬레이션 평가한 결과를 대표적으로 제시하였다.

3.2 평가결과

Figure 9는 M0.8@10kft, UA, 1g 영역에서 적분제어의 적용 유·무 및 제한기의 제한 값 변화에 따른 영향성을 평가한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 본 비행영역에서 D20D1A1 비대칭형상의 수평비행 유지를 위해 28%의 우측 롤트림 명령이 필요하지만, 설계된 제어법칙의 평가를 위해 6%의 오차량을 적용한 22%의 롤트림 명령을 인가하고 시뮬레이션 하였다. 적분제어를 사용하지 않을 경우에는 롤트림 량의 부족으로 초기에 항공기는 좌측 롤운동이 발생한다. 그리고 목표 방향각을 20° 로 설정한 후, 방위유지모드 인가 시에 항공기는 30° 의 우측 롤을 발생시켜 목표 방향각을 추종하였으나, 롤 트림량의 오차로 인해 목표 롤자세각에 못 미치게 되어 그만큼 목표

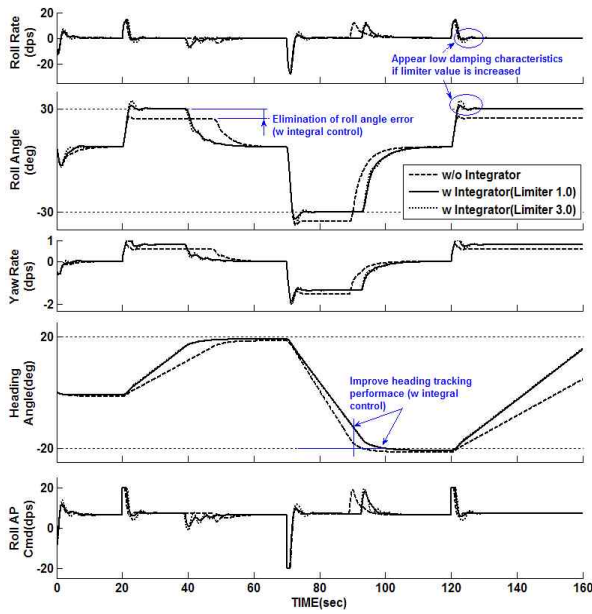


Fig. 9. Simulation result of heading select and altitude hold mode(M0.8@10K, UA)

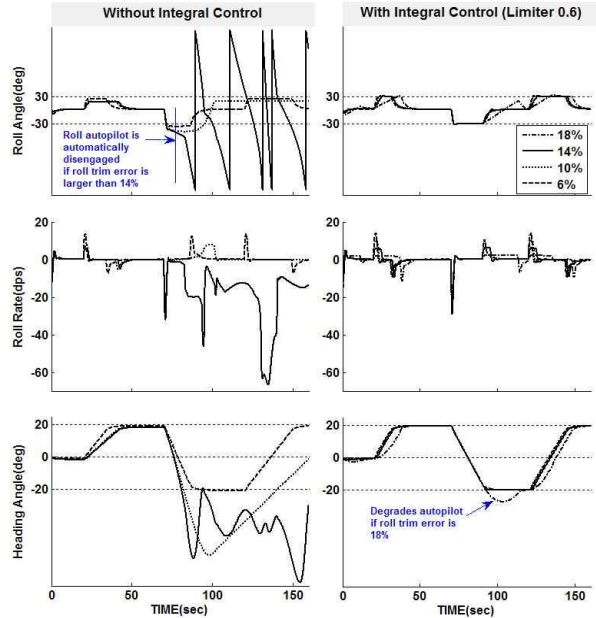


Fig. 11. Simulation result of heading select and altitude hold mode(M0.6@10K, UA)

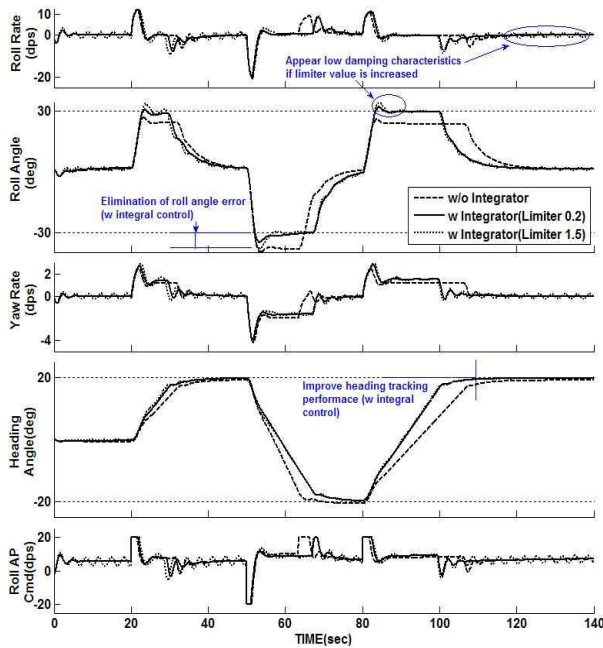


Fig. 10. Simulation result of heading select and altitude hold mode(M0.6@30K, UA)

방향각 추종성능이 저하됨을 확인할 수 있었다. 반대로 목표 방향각을 -20° 로 했을 경우에는 롤 자세각이 -30° 로 초과함을 볼 수 있다. 이러한 롤 자세각 오차는 롤트림 오차량이 증가할 수로 비례적으로 증가한다. 반면, 롤 자세각 추종을 위한 제어구조에 적분제어를 추가 설계한 경우에는 롤 자세각 오차가 제거됨을 볼 수 있다. 또한, 롤 자세각 오차 귀환 단에 제한기의 제한 값에 따라

롤축 응답특성이 다르고, 이러한 특성은 비행영역별로 상이하게 나타난다. 이에 시뮬레이션을 통해서 Fig. 7과 같이 비행영역별로 제한기의 제한 값을 스케줄링하였다. Fig. 10은 M0.6@30kft, UA, 1g 영역에서 평가한 결과로 앞서 설명한 Fig. 9와 동일한 특성을 나타낸다.

Figure 11은 M0.6@10kft, UA, 1g 영역에서 적분제어의 적용 유·무에 따라 롤트림 오차에 대한 영향성을 평가한 결과를 나타낸다. 본 영역에서는 수평비행을 위해 18%의 우측 롤 트림량이 필요하지만, 롤 트림량을 감소시켜 롤 트림량 오차를 달리 적용하면서 적분제어의 적용 유·무에 따라 시뮬레이션 하였다. 적분제어를 하지 않을 경우에는 롤 트림량 14%에 대해서 롤축 자동비행시스템에서 제한하는 롤 자세각 범위를 초과하여 자동비행시스템이 자동으로 비활성화 되는 것을 볼 수 있다. 이에 비하여, 적분제어를 적용할 경우에는 롤 자세각 오차가 발생하지 않고, 항공기도 안정하다는 것으로 볼 수 있다. 즉, 적분기와 제한기를 추가 적용한 개선된 제어법칙에서는 기존의 제어법칙에 대해 허용 가능한 롤트림 오차량이 증가됨을 확인할 수 있다. 하지만, 롤트림 오차량이 자동비행시스템에서 보상할 수 있는 수치를 초과하여 과도하게 증가하면 적분제어를 사용해도 자동비행시스템의 성능이 저하될 수 있다. 따라서 비행 중에 조종사는 롤트림을 적절하게 사용하여 어느 정도 수평비행을 유지한 후에 자동비행시스템을 사용해야 한다.

IV. 결 론

현대의 항공기는 조종사의 조종부담을 경감시키기 위해 자동비행시스템을 적용하고 있다. 기본적인 자동비행시스템 모드에는 고도유지, 자세각 유지, 항법목표유지 및 방위유지모드가 있다. 대부분의 운용 전투기는 무장장착으로 인해 롤축으로 비대칭이 발생되기 때문에 비행 중에 조종사는 롤트림 명령을 사용하여 수평비행을 유지하여 조종부담을 경감시킨다. 하지만, 비행 중에는 외란 등의 요인으로 인해 수평비행을 위한 롤트림 량을 정확히 인가할 수 없을 뿐만 아니라, 속도 및 고도에 따라 요구되는 롤트림 량이 다르다. 수평비행을 위한 롤트림 량이 정확하게 인가되지 않은 상태에서 롤축 자동비행시스템을 인가하게 되면 이로 인해 롤자세각 오차가 발생하게 되고, 자동비행시스템 성능의 저하를 발생시킨다.

본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하기 위하여 롤축 자동비행 제어법칙 구조에 적분제어기를 추가적으로 설계하였다. 또한, 적분제어는 제한된 롤자세각 오차 범위 내에 적용될 수 있도록 비행영역별로 제한기의 제한 값을 스케줄링하였다. 개선된 롤축 자동비행 제어법칙은 제한된 범위의 롤트림 오차에 대해 자동비행시스템 성능을 향상시킬 수 있었다. 하지만, 롤트림 오차량이 자동비행시스템에서 보상할 수 있는 수준 이상으로 과도할 경우에는 성능이 저하될 수 있으므로 자동비행시스템을 사용하기 전에 조종사는 수평비행을 위한 적절하게 롤트림 오차량을 최소화하는 노력이 필요하다.

Reference

- 1) C. S. Kim, I. J. Cho and D. G. Lee, "Development and Validation of Automatic Thrust Control System", Journal of Control Automation and System Engineering, Vol.16, No.9, 2010, pp.1302-1312.
- 2) C. S. Kim and I. J. Cho "A Case Study on Development of Terrain Following Flight System for Low Altitude Flight", The Journal of Aerospace Industry, Vol 80, 2014. 12.
- 3) C. S. Kim, B. M. Hwang, I. J. Kang, S. R. Jang, K. W. Kim and M. H. Park, "Development of Gravity-induced Loss Of Consciousness(GLOC) Monitoring System and Automatic Recovery System", Journal of Control Automation and System Engineering, Vol.17, No.7. 2011, pp.54-60.
- 4) C. S. Kim and I. J. Kang, "A Study on Design and Validation of Pilot Activated Recovery System to Recover Aircraft Abnormal Attitude, Altitude and Speed", Journal of Control Automation and System Engineering, Vol.14, No.12, 2008, pp.1302-1312.
- 5) C. S. Kim "A Study on the Design and Validation of Automatic Pitch Rocker System for Altitude, Speed and Deep Stall Recovery", Journal of Control Automation and System Engineering, Vol.15, No.2, 2009, pp.1302-1312.