

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.2.162

항공기 기수 숙임 현상 개선

김종섭*, 권희만*, 고기옥*, 한광호*, 이승덕*, 황병문*, 김성준**

Improvement of Unexpected Pitch Down Tendency of an Aircraft

Chong-Sup Kim*, Hui-Man Kwon*, Gi-Ok Koh*, Kwang-Ho Han*, Seung-Deok Lee*,
Byung-Moon Hwang* and Seong-Jun Kim**

ABSTRACT

The flight control system utilize RSS(Relaxed Static Stability) criteria in both longitudinal axes to achieve performance enhancements and improve stability. The aircraft using digital flight-by-wire flight control system receives aircraft flight conditions such as pitch, roll and yaw rate, normal acceleration from RSA(Rate Sensor Assembly) and ASA(Acceleration Sensor Assembly). These sensors has permissible measurement error related to system safety of an aircraft but, unexpected flight motions are happened by sensing errors such as offset, noise and etc. The unexpected pitch down tendency occurred by ASA sensor bias in 1g level flight with pilot hands-off. This paper addresses the design and verification of flight control law to improve of pitch down or up tendency caused by ASA sensor bias. The result of analysis and flight test reveals that pitch down tendency can be improved by pitch attitude feedback system.

초 록

현대의 고성능 전투기는 공력성능 및 조종성능의 향상을 위하여 대부분 세로축 방향으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념을 채택하고 있다. 항공기는 비행 제어 법칙에 필요한 피치, 롤, 요우각속도, 수직가속도와 같은 항공기 상태정보를 각속도(RSA: Rate Sensor Assembly)와 가속도센서(ASA: Acceleration Sensor Assembly)로부터 획득한다. 항공기에 적용되는 센서는 항공기의 안전을 보장하는 최소한의 허용 가능한 측정 오차를 갖지만, 잡음, 오프셋 등과 같은 허용 범위내의 오차로 인하여 원하지 않는 항공기 운동을 발생시킨다. 비행시험 결과, ASA의 허용 범위내의 측정 오차는 1g 수평비행 시에 원하지 않는 기수 숙임 현상을 일으켰다. 본 논문에서는 이러한 오차로 인하여 발생하는 기수 숙임 현상을 개선하기 위해 1g 수평비행 조건에 피치자세각 궤환을 세로축 제어 법칙에 적용하였다. 비행시험 결과, 피치자세각 궤환은 1g 수평 비행 시에 기수 숙임 현상을 제거하고 항공기의 기본적인 안정성에는 영향을 미치지 않는다는 것을 확인할 수 있었다.

Key Words : Pitch Down Tendency(기수 숙임 현상), ASA(Acceleration Sensor Assembly), Integrator(적분기)

† 2010년 11월 8일 접수 ~ 2011년 1월 25일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

교신저자, E-mail : robocskim@koreaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 방위사업청

I. 서 론

고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전자식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control

System)에 의한 비행제어법칙(flight control law) 설계는 대상 항공기에 최적의 안정성 및 조종성능을 제공한다[1-2]. 비행제어법칙에는 안정성을 증강시키기 위해 항공기에 여러 가지 센서를 장착하여 상태정보를 획득하고, 획득한 정보를 이용하여 제어기를 구성한다. 항공기에 장착되는 센서로는 속도, 고도 및 받음각 정보를 획득하기 위한 통합다기능감지기(IMFP: Integrated Multi-function Probe), 각 축의 각속도 정보를 측정하는 각속도센서(RSA: Rate Sensor Assembly), 수직가속도를 측정하기 위한 가속도센서(ASA: Acceleration Sensor Assembly) 등이 있다. IMFP에서 측정된 속도, 고도 및 받음각 정보는 비행영역에서 항공기의 안정성 및 조종성능을 최적화하기 위해 제어이득의 스케줄링에 사용된다. 그리고 받음각, 각속도 및 수직가속도 등의 항공기 상태 정보는 항공기의 안정성 증강과 더불어 단주기 및 더치롤 모드에서의 주파수 및 감쇄비에 관련된 동특성을 증강시키기 위해 제어기의 궤환변수로 사용된다. 이러한 센서들은 하드웨어적인 설계오차를 가지고 있으며, 항공기 시스템의 특성을 감안하여 허용할 수 있는 측정오차 범위를 가진다. 그리고 허용오차 범위를 벗어나는 오차가 항공기의 안정성에 미치는 영향을 평가하기 위해 다양한 해석기법을 통해 민감도 해석을 수행하여 센서 오차에 대한 제어기의 강인성을 평가한다[3]. 그러나 센서의 측정값이 허용오차 범위 내에 있더라도 적분기와 같은 제어기의 특성과 맞물려서 항공기의 비행성을 저하시킬 수 있다. 항공기 운용결과, 제어기의 궤환변수로 사용되는 수직가속도의 허용오차 범위내의 측정 오차값이 적분기의 영향으로 오차가 누적되어 수평비행 시에 기수 숙임 현상을 일으킨다는 결과를 얻을 수 있었다.

본 논문에서는 수직가속도 오차에 의한 항공기의 기수 숙임 현상을 개선하기 위해 특정 비행영역에서 피치자세각을 유지할 수 있도록 피치자세각 유지시스템(pitch attitude hold system)을 설계하였다. 개발된 제어기를 이용하여 비행시험을 수행한 결과, 센서 오차에 의한 기수 숙임 현상을 제거하여 비행성을 향상시킬 수 있었다.

II. 비행제어법칙 설계

2.1 세로축 비행제어법칙

세로축 비행제어법칙은 모델 역변환설계기법(dynamic inversion)과 비례-적분(proportional-plus-integral) 제어방식을 채택하고 있으며, 또한

기동 시에 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(open loop feed forward control command)이 사용된다[1].

조종명령은 비행단계 부류 A(flight phase category A, UA: Up & Away mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(normal acceleration following system)이고, 비행단계 부류 C(flight phase category C, PA: Power Approach mode)는 정밀한 자세제어를 위한 피치각속도 추종시스템(pitch rate following system)이다.

세로축 제어법칙의 내부루프 궤환에 사용되는 상태변수는 받음각, 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 궤환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성의 고유진동수를 증가시켜 준다. 피치각속도 궤환은 단주기 특성의 감쇄비를 증가시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 궤환은 무게중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로, 이를 궤환시키면 무게중심점의 수직가속도 및 피치각가속도도 궤환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유진동수와 감쇄비 모두를 증가시킨다.

2.2 현상 및 원인 분석

본 절에서는 항공기의 기수 숙임 현상에 대해 설명하고, 이러한 현상을 발생시키는 원인을 파악한다.

2.2.1 기수 숙임 현상

1-g 수평비행 시에 예기치 않은 항공기의 운동으로 인해 조종사가 지속적으로 항공기를 제어하게 하는 것은 바람직하지 않다. 이러한 현상은 항공기의 안정성에는 직접적으로 영향을 미치지 않지만, 조종사의 부담을 가중시켜 비행임무에 좋지 않은 영향을 미친다.

항공기 운용 중에 1-g 수평비행 시, 기수 숙임 현상이 발생하여 항공기를 수평비행으로 유지하기 위해서는 조종사가 지속적으로 보상을 해야 하는 문제점이 발생하였다. 그림 1은 250knots, 20Kft, UA, 1g 수평 비행에 대한 비행시험 결과를 나타낸다. 이때, 기수 숙임 현상을 확인하기 위하여 조종사는 조종간을 사용하지 않는다. 5초 후에 음의 수직속도가 발생함에 따라 고도 강하가 발생하고, 속도가 증가한다. 강하율은 시간이 지남에 따라 증가하고 피치자세각 및 받음각은 초기 트림 상태를 유지하지 못한다. 이러한 상황에서 수평비행을 유지하기 위해서는 조종사의 지속적인 보상 입력이 필요하게 되고, 조종부담은 증가하게 된다.

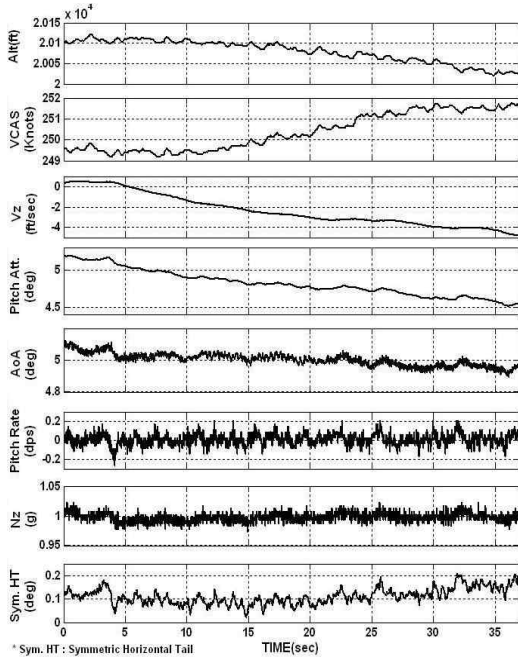


그림 1. 기수 숙임 현상에 대한 비행시험 결과(250knots, 20Kft, UA, 1g 수평비행, pilot hands-off)

2.2.2 원인 분석

기수 숙임 현상의 원인을 파악하기 위하여 항공기에 장착되어 있는 센서로부터 제어기의 입력으로 변환되는 변수를 분석하였다. 그리고 변환 변수의 측정오차에 대한 비행 영향성을 파악하기 위하여 비선형해석을 수행하였다.

그림 2는 지상시험을 통해 정지 상태에서 피치각속도 및 수직가속도에 대한 센서 측정 결과를 나타낸다. 피치각속도는 0deg/sec 기준으로 0.03deg/sec, 수직가속도는 1-g 기준으로 0.007g 정도의 치우침이 발생한다는 것을 볼 수 있다.

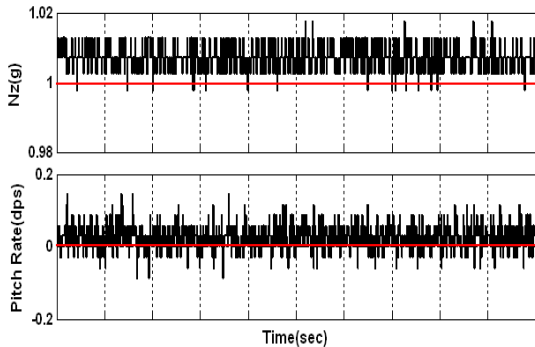


그림 2. 센서의 측정오차에 대한 지상시험 결과

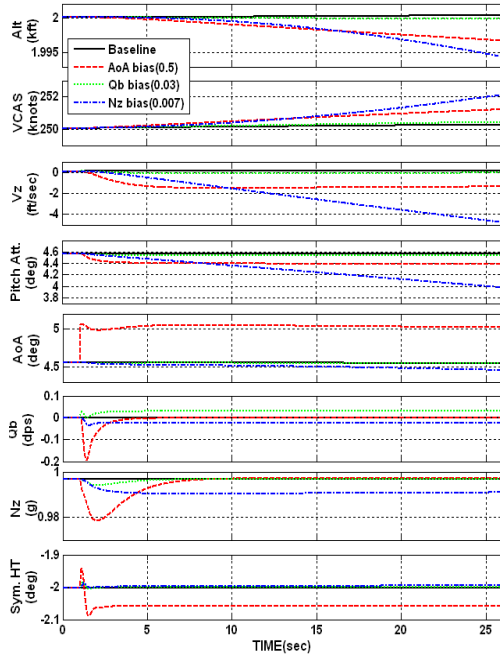


그림 3. 센서의 측정오차에 대한 비선형해석 결과

이러한 센서 측정오차에 대한 제어기의 영향성을 판단하기 위해 비선형해석을 수행하였다. 그림 3은 1-g 수평비행 상태에서 받음각, 피치각속도 및 수직가속도 측정오차에 대한 비선형해석 결과를 나타낸다. 이때, 받음각은 0.5deg, 피치각속도는 0.03deg/sec 및 수직가속도는 0.007g로 치우침을 설정하였다. 해석 결과, 피치각속도 치우침은 항공기 기수 숙임을 발생시키지 않았으며, 수직가속도 및 받음각의 치우침 오차에 기수 숙임 현상이 발생한다는 것을 확인할 수 있었는데, 지속적으로 강하율을 증가시키는 변환 변수는 수직가속도 값의 치우침임을 확인할 수 있었다.

이는 그림 4에서 보는 바와 같이 세로축 제어기의 변환 변수로 사용되는 변수 중에 수직가속

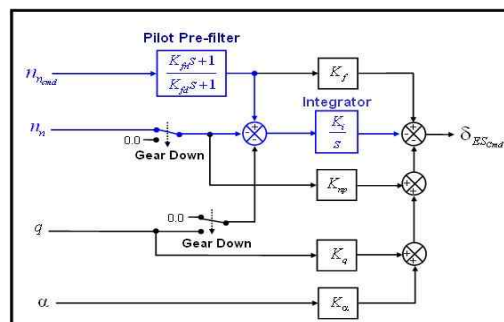


그림 4. 세로축 비행제어법칙 구조

도가 조종사의 명령과 연산 후에 적분기를 통과 한다는 것을 볼 수 있다. 따라서 치우침이 있는 수직가속도 오차 값이 지속적으로 적분기에 의해 누적이 됨으로 기수 숙임 현상이 발생하여 점진적으로 강하율이 증가한다는 것을 확인할 수 있었다.

2.3 설계

기수 숙임 현상을 개선하기 위한 제어기를 설계하였다. 허용오차 범위내의 센서 오차는 자체의 하드웨어 특성에 따라 상이할 수 있고, 오차를 완전히 제거할 수 없으므로, 설계 개념은 특정 비행 상황에서 항공기의 피치자세각을 유지할 수 있도록 하였다. 따라서 설계된 제어기가 기존의 항공기 동특성에 미치는 영향을 최소화할 수 있도록, 1g 수평 비행 근처에서 작동할 수 있도록 설계하였다.

2.3.1 작동 범위 설계

현재 반영되어 있는 비행제어법칙은 비행시험을 통해 항공기 안정성 및 조종성을 최적화할 수 있도록 설계되어 있다. 따라서 적용되는 제어기가 기존의 동특성을 훼손하지 않고, 본 문제점을 해결할 수 있도록 제한된 비행 범위에서 작동될 수 있도록 설계하였다. 표 1은 설계된 제어기의 작동 영역을 나타낸다. 수평비행상태에서만 작동할 수 있도록 강하/상승률 및 롤각을 특정 범위 이내로 제한하였다. 그리고 조종사의 피치 및 롤 조종 입력이 없고, 제한된 범위의 외부 교란이 없는 경우로 하였다. 이때, 외부 교란을 각 축의 각속도를 기준으로 하여, 롤각속도, 피치각속도 및 요우각속도를 특정 범위 이내로 설정하였다. 이러한 수치는 수평비행에서의 비행시험 결과 분석 및 조종사에 의한 실시간 시뮬레이션을 통해 선정하였다. 상기 조건이 모두 만족한 상태에서 1초 후에 설계된 제어기가 작동되도록 하였는데, 이는 항공기가 안정화된 상태에서 작동할 수 있도록 하기 위함이다. 그리고 위의 조건이 만족하지 않으면 설계된 제어기는 즉시 작동하지 않는다.

표 1. 작동영역(1-g 수평비행)

	Conditions	Dur. Time
level flight	$ Vz < \text{TBD ft/sec}, \phi < \text{TBD deg}$	engage after 1 second, if conds. are met.
pilot cmd.	$ F_x < \text{TBD lbs}, F_y < \text{TBD lbs}$	
stable cond.	$ Pb , Qb , Rb < \text{TBD dps}$	

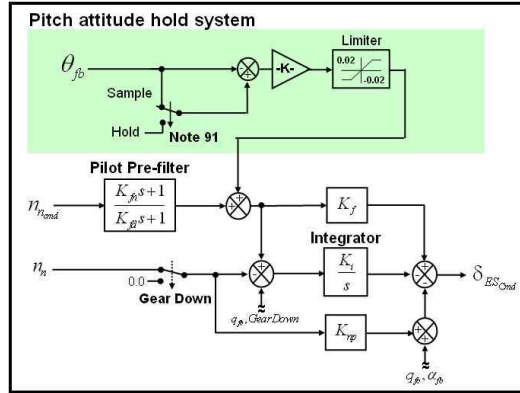


그림 5. 피치자세각 유지시스템

2.3.2 제어기 설계

기수 숙임 현상을 개선하기 위한 제어기를 설계하였다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 수평비행 시에 항공기가 피치자세각을 유지하지 못하고, 이로 인하여 고도 강하가 발생한다. 따라서 그림 5와 같이 EGI(Embedded GPS/INS)로 부터 피치자세각 변수를 세로축 비행제어법칙으로 궤환 받아 피치자세각을 유지할 수 있도록 피치자세각 유지 시스템을 설계하였다. 이때, 제어이득은 실시간 조종사 시뮬레이션을 통해 선정하였으며, 과도한 명령을 제한하기 위해 수직가속도 센서 허용오차 범위인 $\pm 0.02g$ 로 명령을 제한하였다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 선정 및 해석방법

속도 변화에 따른 영향성을 평가하기 위해 시험 영역을 그림 6과 같이 선정하였다. 실시간 평가환경인 HQS(Handling Quality Simulator)에서는 5kft에서 200, 325, 400, 485knots, 20kft에서는 200, 275, 300knots 로 선정하였다. 본 시험 영역에서의 기동은 기수 숙임 현상과 설계된 제어기의 영향성을 평가하기 위해 수평비행 및 세로/가로축 자세각 포착 기동을 수행하였다. 자세각 포착 기동은 작은 조종사 입력에 대한 영향성을 평가하기 위해 $\pm 5deg$ 이내의 피치자세각 및 롤각 범위 내에서 수행하였다. 비행시험에서는 200knots@5kft, 300, 400, 450 knots@8kft, 350 knots@10kft, 325knots@ 20kft 영역에서 기수 숙임 현상을 평가하기 위해 1g 수평비행을 수행하였다. 그리고 설계된 제어기의 영향성을 평가하기 위해 350knots @8kft에서 편대비행을 수행하

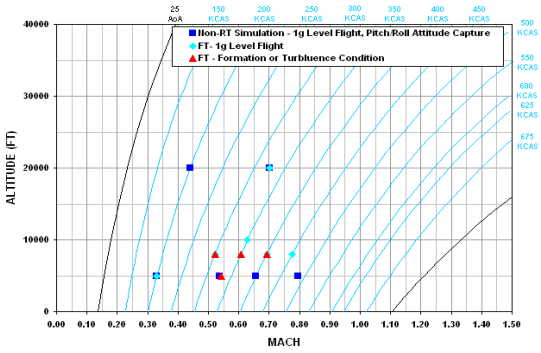


그림 6. 시험영역

였으며, 제어기의 활성화/비활성화에 대한 영향성을 평가하기 위해 300, 400knots@ 8kft, 330 knots@5kft에서 난기류 기상 상황에서 자유비행을 수행하였다.

3.2 실시간 조종사 평가

본 절에서는 실시간 조종사 평가 결과를 나타낸다. 기수 숙임 현상을 평가하고, 설계된 제어기 반영시의 영향성을 자세각 포착 기동을 수행하여 평가하였다.

3.2.1 평가 환경

실시간 조종사 평가환경인 HQS를 그림 7과 같이 구성하였다. 호스트 컴퓨터는 비행제어법칙 및 항공기 모델 수행과 관련된 입출력 데이터를 제공하며, 사양은 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상혼합기는 영상생성기에서 제공되는 지형 데이터베이스에 전방향시현기(HUD: Head Up Display) 정보를 추가하여 영상출력기에 제공한다. 신호연동장치(SIU: Signal Interface Unit)는 항공기의 하드웨어 입력을 호스트 컴퓨터에 제공하며, 호스트 컴퓨터에서 요구되는 초기 설정값

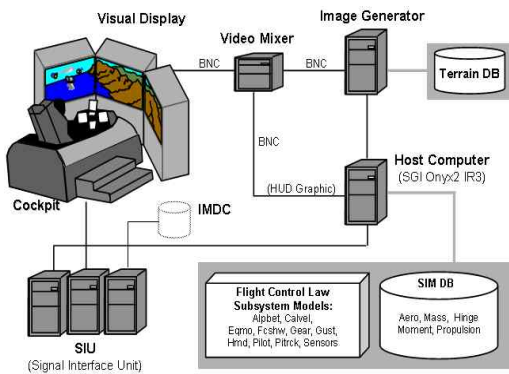


그림 7. 실시간 조종사 평가 환경

및 항공기 모델링 모듈의 출력과 같은 신호를 하드웨어 장비에 제공한다. 호스트 컴퓨터의 시뮬레이션 프로그램은 포트란(FORTRAN)과 C-언어로 구성되어 있으며 다중 중앙처리장치를 이용하여 시뮬레이션 한다. 제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

3.2.2 기수 숙임 현상 평가

기수 숙임 현상을 발생시키기 위해 센서 서브시스템을 수정하여 인위적으로 세로축 제어법칙의 수직각속도 궤환루프에 +0.01g의 측정오차를 인가하였다. 그림 6에서 제시한 시험 영역에서 기수 숙임 현상 및 설계된 피치자세각 유지모드를 평가하였다. 표 2는 전체적인 평가 결과를 나타내고, 그림 8은 200knots, 20kft, UA에서 1g 수평비행을 수행한 결과를 나타낸다. 전반적으로 저속 영역에서 기수 숙임 현상이 두드러지게 나타났으며, 설계된 피치자세각 유지 시스템이 기수 숙임 현상을 개선하는 것으로 나타났다. 그림 7에서 볼 수 있듯이 +0.01g의 수직각속도 오차에 대해 항공기는 기수 숙임 현상이 발생하여 고도 손실이 발생하고 속도가 증가한다. 그러나 피치 자세각 유지 시스템에 의해 +0.01g의 보상명령이 발생하고 피치자세각이 유지됨에 따라 고도 손실이 발생하지 않는다는 것을 볼 수 있다. 그리고

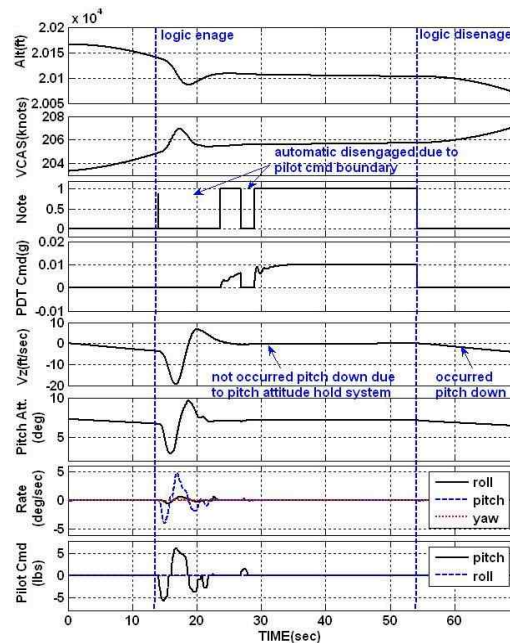


그림 8. 기수 숙임 현상에 대한 실시간 조종사 평가 결과

표 2. 실시간 조종사 평가 결과

Alt (Kft)	VCAS (knots)	Maneuver	Pitch Down	HQ
5	200	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1
5	325	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1
5	400	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1
5	485	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1
20	200	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1
20	325	Level flight, Att. Capt's	Improve	Level 1

조종사의 조종 입력이 발생할 경우, 설계된 제어기는 비활성화 되고, 표 1에서 제시한 조건을 만족할 경우, 1초 후에 활성화 된다는 것을 볼 수 있다.

3.2.3 영향성 평가

피치자세각 유지모드가 기본적인 항공기 동특성에 영향을 미치지 않게 하기 위해 표 1과 같은 조건이 만족할 때 작동할 수 있도록 설계하였다. 이러한 설계 수치는 비행시험 결과 분석, 조종사의 경험 및 실시간 조종사 평가를 통해 최종 결정하였다. 본 절에서는 이러한 설계 조건이 미치는 영향성을 평가한 결과를 소개한다. 조종성에 대한 영향성을 평가하기 위해 세로축 및 가로축 포착 기동을 수행하였다. 피치자세각 및 롤각 포

착의 범위는 -5°에서 5°로 하여 작은 범위의 조종 입력에 대한 영향성을 평가하였다. 평가 결과, 표 2에서 보는 바와 같이 평가 전 영역에서 Level 1이 획득되었으며, 설계된 제어기의 유·무에 따른 영향성도 발생하지 않았다. 그리고 조종입력이 없는 상태에서 난기류를 발생시켜 활성화/비활성화에 따른 영향성을 평가하였다. 그림 9는 325knots, 20kft, UA, 1g 수평비행 상태에서 난기류에 대한 비행성 평가를 나타낸다. 표 1의 조건에서 활성화에 대한 1초 여유가 없을 경우에는 빈번한 활성화/비활성화로 비행성에 영향을 미치나, 1초의 활성화 여유가 있는 경우에는 비행성에 영향을 미치지 않는다는 것을 볼 수 있다. 따라서 설계된 제어기는 기본적인 항공기 동특성에는 영향을 미치지 않고, 기수 숙임 현상을 개선할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다.

3.3 비행시험 결과

본 절에서는 비행시험 결과를 제시한다. 비행시험은 기수 숙임 현상에 대한 개선 평가 및 제어기 설계로 인한 영향성을 편대비행 및 자유비행을 통해 평가하였다.

3.3.1 기수 숙임 현상 평가

항공기에 장착되어 있는 수직가속도 센서에서 측정되는 값은 허용 오차 범위 내에서 다양한 오차 특성을 가진다. 따라서 항공기 기수 숙임 현상을 개선하기 위해 속도 영역별로 최적의 응답 특성을 갖도록 제어이득을 조율하였다. 그림 10은 200knots, 5kft, UA 1g 수평비행 영역에서 제어기의 적용 유무에 따라 비행시험을 수행한 결과를 나타낸다. 피치자세각 유지모드를 적용하지 않을 경우, 기수 숙임 현상이 발생하여 시간이 지날수록 강하율이 증가하였다. 그러나 설계된 제어기를 적용할 경우, 피치자세각은 유지되고, 강하율이 발생하지 않아 고도가 유지된다는 것을 볼 수 있다. 표 3은 전체적인 비행시험 결과를 나타내는데, 전 속도 영역에서 설계된 제어기로

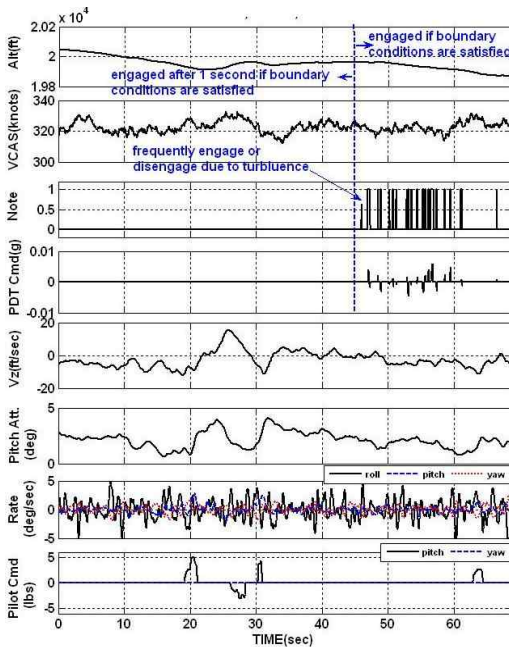


그림 9. 난기류 상황에서의 실시간 조종사 평가 결과

표 3. 기수 숙임 현상에 대한 비행시험 결과

Alt (Kft)	VCAS (knots)	Maneuver	Pitch Down
5	200	Level flight	improve
8	300	Level flight	improve
10	350	Level flight	improve
8	400	Level flight	improve
8	450	Level flight	improve
20	325	Level flight	improve

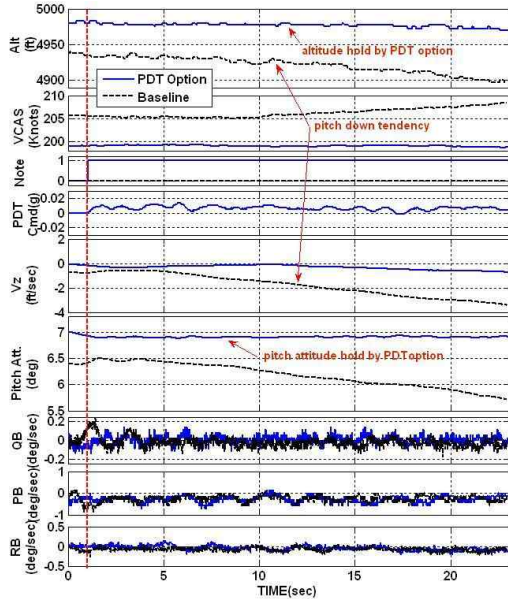


그림 10. 기수 숙임 현상에 대한 비행시험 결과

기수 숙임 현상을 개선할 수 있었다. 그리고 저속 영역에서 기수 숙임 현상이 두드러지고, 속도가 증가할수록 기수 숙임의 양의 줄어들기 때문에 M0.75 이상의 속도 영역에서는 제어기 명령을 감소시켰다.

3.3.2 영향성 평가

설계된 제어기가 항공기 동특성 및 조종성에 미치는 영향성을 평가하였다. 평가 항목은 작은 범위의 조종 입력을 사용하는 편대비행 및 설계된 제어기의 활성화/비활성화 되는 시점에서 과도 응답 특성과 같은 특이 상황이 발생하지 않는 지 평가하는 자유비행을 수행하였다. 표 4는 350knots, 8Kft, UA 영역에서 전·후방석에서 편대비행을 수행한 결과이다. 수평비행, 가속/감속 및 세로축 조작에 대하여 설계된 제어기의 영향성은 없었으며, 조종성 Level 1을 획득할 수 있었다. 난기류에 의한 영향성을 평가하기 위해 300 및 400knots, 8Kft 영역에서 조종간 조작 없이 1-g 수평비행을 수행하였다. 이때, 난기류에

표 4. 조종성 비행시험 평가 결과.

Alt (Kft)	VCAS (knots)	Maneuver	Pitch Down	HQ
8	350	formation	-	Level 1
8	300/400	Level Flight(Tur.)	-	not affect
5	330	freeform	improve	not affect

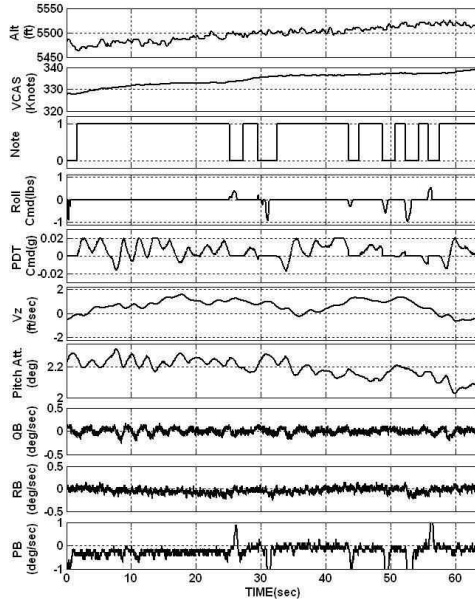


그림 11. 조종사 일반적인 비행시험 결과

의해 항공기의 각속도가 표 1의 조건을 벗어나고 대부분의 비행영역에서는 제어기가 작동하지 않았고, 제어기의 활성화/비활성화에 대한 천이 현상이 발생하지 않았다. 그림 11은 330knots, 5Kft, UA 영역에서 조종사가 가로축 조종 명령을 이용하여 자유비행을 수행한 결과를 나타내는데, 제어기의 활성화/비활성화에 대한 천이 현상은 발생하지 않았으며, 기존의 항공기 동특성에는 영향을 미치지 않음을 확인하였다.

IV. 결 론

항공기에는 자세각, 각속도 및 가속도 정보를 획득하기 위해 여러 가지 센서가 장착되어 있다. 고등훈련기급 항공기에는 통합다기능감지기, 각속도센서 및 가속도센서 등과 같은 센서가 장착되어 있다. 이러한 센서들은 하드웨어적인 허용 오차를 가지고 있다. 센서에서 측정된 정보는 불안정한 항공기의 안정성 및 조종성을 증강시키기 위해 비행제어법칙에 사용된다. 그러나 센서의 허용오차는 항공기의 안정성에는 영향을 미치지 않지만, 비행특성에 좋지 않은 영향을 미쳐 조종사의 조종부담을 증가시킬 수 있다.

허용 오차 범위 내에서 발생하는 수직가속도 오차 값이 기수 숙임 현상을 발생시켰다. 본 논문에서는 상기와 같은 현상을 제거하기 위해 피치자세각을 유지할 수 있는 제어기를 설계하였

다. 그리고 설계된 제어기가 기존의 항공기 비행 특성에 영향을 미치지 않도록 하기 위하여 일부 수평 비행영역에서 부분적으로 작동할 수 있도록 제한기를 설계하였다. 설계된 제어기는 실시간 조종사 평가 및 비행시험을 통하여 검증하였다. 평가 결과, 원하지 않는 기수 숙임 현상을 개선할 수 있었으며, 설계된 제어기가 기존의 동특성에는 영향을 미치지 않는다는 것을 확인하였다.

참고문헌

1) C. S. Kim, B. M. Hwang, and S. J. Kim, "A study on the longitudinal flight control law of T-50", Journal of Control Automation and

System Engineering, vol. 11, no. 11, pp. 963-969, November 2005.

2) C. S. Kim, B. M. Hwang, and Y. S. Kang, "A study on the flight control law and the dynamic characteristic about variation of feedback gains of T-50 lateral-directional axis", Journal of Control Automation and System Engineering, vol. 12, no. 7, pp. 621-630, July 2006.

3) C. S. Kim, B. M. Hwang, S. Y. Kim and S. J. Kim, "A study on Aircraft Sensitivity Analysis for Supersonic Air-Data Error at Low Altitude", The Korean Society for Aeronautical and Space Science, vol. 33, no. 11, pp. 80-87, July 2005.