

論文

T-50 세로축 장주기 모드 운동 특성에 관한 연구

김종섭*, 황병문*, 김성준**, 허기봉***

A Study on Phugoid Mode in Longitudinal Axis of T-50

Chong-sup Kim*, Byung-moon Hwang*, Seong-jun Kim** and Gi-bong Hur***

ABSTRACT

An advanced method of Relaxed Static Stability (RSS) is utilized for improving the aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. The flight control system utilize RSS criteria in both longitudinal and lateral-directional axes to achieve performance enhancements and improve stability. The T-50 advanced trainer employs the RSS concept in order to improve the aerodynamic performance and the flight control law in order to guarantee aircraft stability. The longitudinal two modes are the short period with high frequency and the phugoid mode with low frequency. The design goals of longitudinal control laws is concerned with the short period damping and frequency optimization using lower order equivalent system and utilizing the requirement of MIL-F-8785C. Analysis of short period mode has been and continues to be performed This paper addresses the analysis of aircraft phugoid node characteristics such as damping, natural frequency, and analysis of aircraft pitch motion that impacted by angle of attack limiter and auto pitch attitude control law.

초 록

현대의 고성능 전투기는 공력성능 및 조종성능의 향상을 위하여 대부분 세로축 방향으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화(Relaxed Static Stability) 개념을 채택하고 있다. 비행제어법칙의 설계 작업은 불안정하게 설계된 항공기에 안정성(Stability)을 부여하고, 주어진 비행임무에 대하여 만족스런 조종성능(Controllability)을 발휘할 수 있도록 비행성능을 조작하는 일련의 과정이다. 항공기의 세로축 운동은 장주기 및 단주기 운동이라는 2개의 감쇠진동 모드가 중첩되어 있다고 간주한다. 전투기에서 세로축 제어법칙 설계는 장주기 모드가 설계대상으로 고려되지 않으며, 미 군사규격인 MIL-F-8785C에 정의되어 있는 단주기 모드(Short Period Mode)의 요구조건을 이용하여 주파수와 감쇠비를 최적화한다. 이 때, 제어법칙이 포함된 고차시스템을 저차 등가시스템으로 등가시켜 판별한다. 현재까지 항공기의 단주기 운동 특성에 관한 연구는 활발하게 진행되어 왔으나, 장주기 운동 특성에 관한 연구는 그렇지 못하였다. 본 논문에서는 T-50 훈련기의 장주기 모드 운동 특성을 분석하기 위해 선형 및 비선형해석을 수행하였으며, 받음각제한기 및 자동 피치자세각 트림 명령이 세로축 운동에 미치는 영향성을 분석하였다.

Key Words : Phugoid Mode(장주기 모드), RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화)

† 2005년 10월 17일 접수 ~ 2006년 3월 13일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

연락처, E-mail : robocskim@koreaaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 한국공군

*** 정회원, 국방과학연구소

기 호	
α	받음각(Angle of Attack)
q	피치각속도(Pitch Rate)
q_{DES}	목표 피치각속도(Desired Pitch Rate)
δE_{cmd}	수평꼬리날개 변위
$n_{n_{cmd}}$	조종사 수직가속도 명령
θ	피치자세각(Pitch Attitude)
L	양력(Lift)
K_f	조종사 앞먹임 이득 (Pitch Stick Feed-Forward Gain)
K_{ni}	적분기 이득(Integral Gain)
K_{np}	수직가속도 귀환 이득
K_{fd}	조종사 필터 이득
K_a	받음각 귀환 이득
W	무게(Weight)

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 기동성능을 향상시키기 위하여 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념(RSS : Relaxed Static Stability)의 적용을 보편화하고 있다[1-4]. 이렇게 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(Stability) 및 조종성(Controllability)을 보장하기 위해서는 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)의 채택이 필수적이다. 따라서 비행영역선도(Flight Envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록, FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어 법칙(Flight Control Law) 설계는 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다.

T-50 제어법칙에는 크게 3가지 제어모드가 있다. 고장이 없는 항공기의 형상에 적용하는 정상 모드(Normal Mode), 항공기의 조종면에 고장이 발생했을 경우에 적용하는 조종면 형상 재구성 모드 및 정상모드보다 기동 범위를 제한하는 훈련모드(Training Mode)로 나눌 수 있다. 또한 항공기의 무장형상에 따라 CAT(Category) I, II, III로 나눌 수 있으며, 항공기 형상에 따라 착륙의장형상인 PA(Power Approach)와 착륙장치가 올려진 UA(Up and Away)로 나누어진다. 그리고 위에서 정의된 분류에 따라 동력학적 요구조건을 적용하여, 세로축에는 모델 역변환설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식, 가로-방향축에는 단순롤각속도 귀환 구조 및 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 구조를 적용하여 제어법칙을 설계하였다[5-6]. 또한, 세로축 운동은 단주기와 장주기 운동이라는 2개의 감쇠진동 모드가 있다고 간주되며, 선형제어 법칙 설계 시, 세로축에 적용되는 동력학적 요구조건인 단주기 모드 주파수 및 감쇠비를 고려하여 세로축 제어이득을 설계한다.

본 논문에서는 T-50 훈련기의 장주기 모드 운동 특성을 분석하기 위하여 선형 및 비선형해석을 수행하였으며, 고받음각에서 세로축에 설계되어 있는 받음각제한기 및 자동 피치자세각 트림 명령이 수평 비행 시, 항공기 세로축 운동에 미치는 영향성을 분석하였다.

II. 제어법칙의 설계

2.1 T-50 세로축 제어법칙

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 Fig. 1과 같이 모델 역변환설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(Open Loop Feed Forward Control Command)이 사용된다.

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(Pitch Rate) 추종시스템이다. 조종사의 조종간

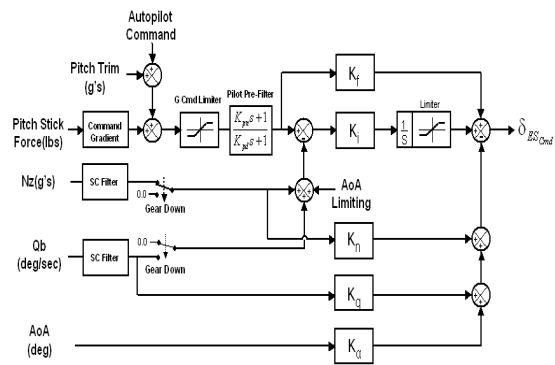


Fig. 1. Longitudinal control law

입력은 수직가속도 추종시스템의 경우 피치명령 구배(Pitch Command Gradient)에 의하여 수직 가속도로 변환된 후 피치명령 제한기(Pitch Command Limiter)에 의해 최대/최소 수직가속도 명령이 제한된다. 피치가속도 추종시스템은 수직가속도 명령을 피치가속도 명령으로 변환시켜주기 위해 g/V_T 가 곱해지며 이와 같이 조종사에 의해 발생된 조종명령은 정상상태 오차를 줄이기 위한 적분기를 통과한다.

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(Inner Loop Feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(Angle of Attack), 피치가속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 귀환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(Short Period Characteristic)의 고유진동수를 증강시켜 준다. 피치가속도 귀환은 단주기 특성의 감쇄율(Damping Ratio)을 증강시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 귀환은 무게 중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로 이를 귀환시키면, 무게 중심점의 수직가속도 및 피치가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다. 피치가속도 귀환루프에는 제어기의 안정도 여유(Stability Margin)를 확보하기 위하여 진상필터(Lead Filter)가 사용되고, 피치가속도 및 수직가속도 귀환루프에는 구조적 진동에 의한 공진현상(Structural Resonance)을 억제하기 위하여 구조연계 필터(Structural Coupling Filter)가 사용된다. 외부루프는 UA모드의 경우에 조종사의 수직가속도 명령과 비교하기 위하여 수직가속도 귀환이 사용되며, PA모드의 경우에는 명령 시스템이 수직가속도에서 피치가속도로 전환되어 사용된다.

2.2 받음각 제한기

T-50 고받음각 제어법칙에는 항공기가 이탈할 수 있는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장하기 위해 UA 및 PA에서 받음각을 제한하는 받음각 제한기를 설계한다. 받음각 제한기는 Fig. 2와 같이 설계되어 있으며, 고주파 필터를 통과한 피치가속도, 받음각 및 롤각속도(Roll Rate)의 함수이다. 롤각속도는 세로-가로축 연계현상(Pitch-Roll Coupling)에 의해서 발생할 수 있는 항공기의 이탈을 방지하기 위한 것으로 롤각속도가 증가할수록 최대 받음각은 감소한다. 또한, 항공기의 과도한 피치가속도 변화율에 대해 받음각이 과도하게 증가하는 것을 방지하기 위하여 피치가속도 입력 단에

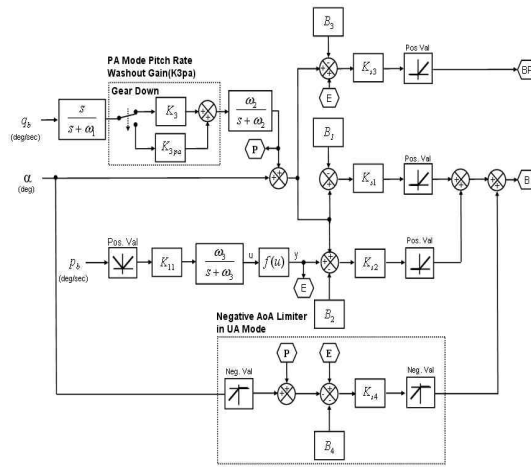


Fig. 2. Improvement of AoA limiter control law

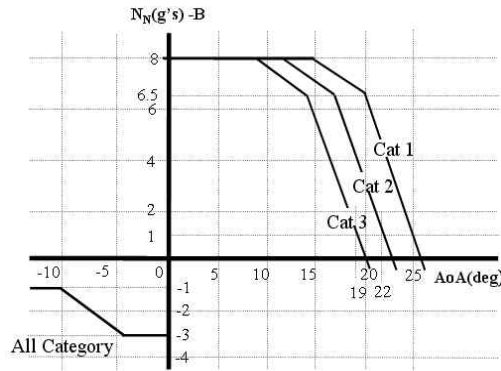


Fig. 3. Schedule of angle of attack limiter in UA Mode

워시아웃 필터(Washout Filter)를 설계한다. 이와 같은 세 가지 상태 변수의 합은 미리 설계되어진 값과 비교하여 그 차이량을 외부루프(Outer loop)에 귀환시킴으로써 항공기가 큰 받음각에 도달하는 것을 방지한다.

받음각 제한기의 출력은 (+)받음각일 경우에는 기수 숙임 조종명령, (-)받음각일 경우에는 기수 들기 명령으로 피치가속도와 롤각속도가 없을 때, Fig. 3과 같이 스케줄링 되어 있다. UA에서는 수직가속도 명령축(Fig. 1의 B)에, PA에서는 피치가속도 명령축(Fig. 1의 BP)에 더해져서 입력된다. (+)받음각일 때, UA, 1g일 경우 최대받음각 상태에서 -7g, PA의 경우 -14 deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA의 경우 항공기 형상(CAT :Category)에 따라 최대 받음각이 설계되어 있으며, CAT 1일 경우 받음각 25°,

CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°이며, PA의 경우는 20°이다. 그리고 (-)받음각이고 UA일 경우, 최소받음각에서 +2g의 명령을 발생시켜 항공기가 (-)최대 받음각에 진입하는 것을 방지한다. 만일 피치각속도 및 롤각속도가 있을 경우 한계받음각은 줄어들게 되어 빠른 피치각속도 변화 및 롤각속도에 대해 미리 받음각 제한기가 작용함으로써 항공기 이탈을 방지하게 된다[7-8].

2.3 자동 피치자세각 트림 명령

세로축 비선형 제어법칙에는 항공기의 피치자세각을 유지하는 시스템이 반영되어 있다[11].

항공기의 등속상승 및 하강비행 시에는 날개 양력은 중력의 cos 성분만이 필요하며, 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$W \cos \theta = L \tag{1}$$

수직가속도는 식 (2)와 같이 $\cos \theta$ 가 되며, 1-g보다 작은 상태로 비행을 하게 된다.

$$\cos \theta = \frac{L}{W} \equiv N_n \leq 1 \tag{2}$$

T-50 세로축 제어법칙은 UA 형상에서 수직가속도 피드백을 사용하며, 제어법칙은 1-g를 유지하려고 하는 특성으로 인해 식 (3)과 같이 기수를 들려고 하는 명령을 발생시킨다.

$$\Delta_{cmd} = 1 - \frac{L}{W} = 1 - \cos \theta \tag{3}$$

이로 인해, 조종사는 상승 및 하강자세를 유지하기 위해 같은 양의 기수 숙임 명령이 필요하다. 따라서 T-50 세로축 제어법칙에는 식 (4)와 같이 기수 들기 명령에 상응하는 기수 숙임 명령을 자동으로 보상해 주는 피치자세각 트림 명령이 세로축 조종사 명령 단에 설계되어 있다.

$$\Delta_{Trim} = -\Delta_{cmd} = \cos \theta - 1 \tag{4}$$

이러한 자동 피치자세각 트림 명령은 항공기의 등속상승 및 하강비행 시, 조종사의 조종부담을 감소시킨다. 또한, 비선형해석 결과 수평비행 시, 항공기의 세로축 동특성을 개선시키는 것으로 나타났다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 선정 및 해석방법

세로축 장주기 모드를 해석하기 위하여 시험영역은 Fig. 4와 같이 T-50 세로축 전비행영역에

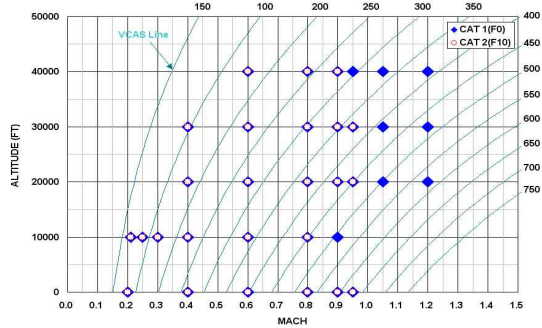


Fig. 4. Test Points

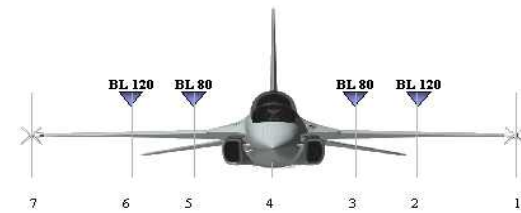


Fig. 5. Aircraft loading configuration

대해 선정하였다. 항공기 형상은 CAT 1의 대표적인 형상인 F0, CAT 2의 대표적인 형상인 F10 형상을 선택하였다. F0 형상은 Clean 형상이며, F10 형상은 Fig. 4에서 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다.

시험 항목은 세로축 장주기 모드를 해석하기 위해 고유치기법(Eigenvalue Method)을 이용하여 선형해석을 수행하였다. 또한, 받음각제한기 및 피치자세각 트림 명령이 항공기 세로축 운동에 미치는 영향성을 파악하기 위해 비선형해석을 수행하였다.

3.2 설계기준

설계기준은 미군사규격인 MIL-F-8785C에 규정되어 있는 세로축 장주기 모드에 대한 설계요구조건을 적용하였다[9].

장주기 모드는 B와 C 비행단계(Category B & C Flight Phase)에 적용되는 설계기준이고, 아래와 같은 나타낼 수 있다.

- a) Level 1. $\zeta_p \geq 0.04$
- b) Level 2. $0 \leq \zeta_p < 0.04$
- c) Level 3. $T2 \geq 55 \text{ seconds}$

3.3 선형 해석

세로축 운동은 주파수가 0.01 rad/sec에서 10

rad/sec 범위에서 단주기 및 장주기 모드가 중첩되어 있다. 그리고 장주기 모드는 주로 0.01 rad/sec에서 1 rad/sec 범위의 주파수 영역에 발생한다고 일반적으로 알려져 있다[10].

장주기 모드 운동을 해석하기 위해 고차선형시스템(Higher order system)의 고유치를 이용하여 감쇠비 및 고유진동수를 계산하였다. 또한 세로축에 설계되어 있는 받음각 제한기의 영향을 파악하기 위해 선형 받음각제한기 모델의 포함 여부에 따라서 해석을 비교 수행하였다. Fig. 6은 고유치 방법을 이용하여 장주기 모드 감쇠비 및 고유진동수를 계산하는 과정을 나타낸다. 첫 번째 조건은 켈레복소수 극이 존재하지 않는 경우로 두 가지 경우로 나눌 수 있다. 첫째, 오른쪽 반평면에 0.0001 rad/sec보다 큰 극점이 존재하는 경우로 오른쪽 평면에 위치한 가장 작은 극점을 기준으로 감쇠비와 고유진동수를 계산한다. 둘째, 오른쪽 반평면에 극점이 존재하는 않는 경우로 1 rad/sec 이하의 왼쪽평면에 존재하는 극점 중, 가장 작은 극점 2개를 이용하여 감쇠비를 구하고, 주파수는 1 rad/sec 이하의 왼쪽평면에 존재하는 극점들을 이용하여 구한다. 두 번째 조건은 1개의 켈레복소수 극이 존재하는 경우로 선택된 극점을 이용하여 감쇠비와 고유진동수를 구한다. 세 번째 조건은 2개의 켈레복소수 극이 존재하는 경우로 2개의 극점 중에서 고유진동수가 작은 극점을 이용하여 감쇠비와 고유진동수를 구한다.

Fig. 7과 8은 F10, UA형상에서 M0.3 및 M0.4 @10kft 영역에 대해서 장주기 모드를 해석하기 위해 적용된 고차선형시스템의 고유치 방법의 적용 예를 제시하고 있다. Fig. 7은 M0.3@10kft에서 받음각 제한기 선형모델의 적용 유무에 따라, 해석한 결과를 나타낸다. 먼저, 선형 받음각제한

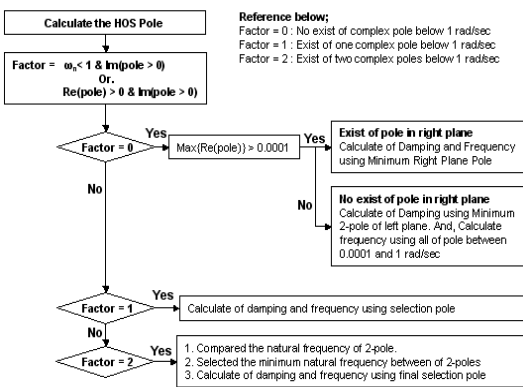


Fig. 6. Algorithm of phugoid mode calculation

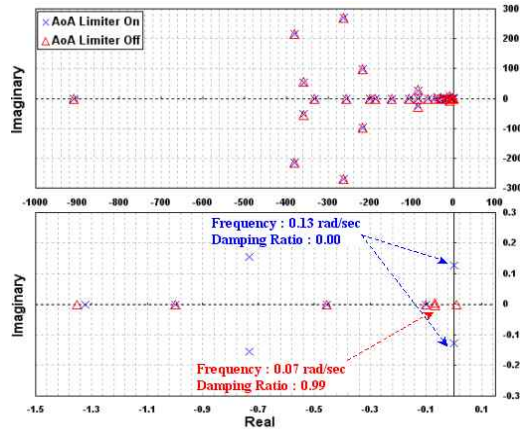


Fig. 7. Location of closed-loop pole(M0.3@10kft, UA, F10, CAT 2)

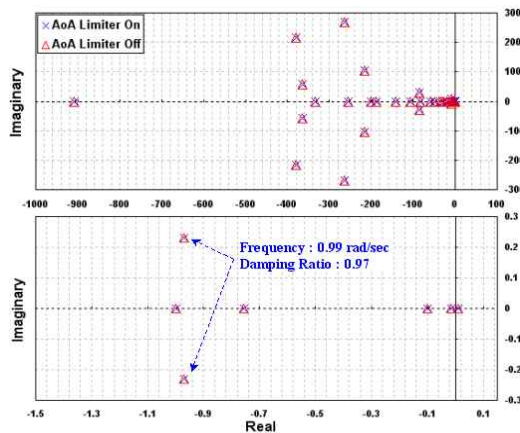


Fig. 8. Location of closed-loop pole(M0.4@10kft, UA, F10, CAT 2)

기 모델이 적용된 경우, 주파수가 1 rad/sec내에 있는 2쌍의 켈레복소수 극이 존재하므로 장주기 모드를 가진다. 그리고 2쌍의 극점 중, 주파수가 상대적으로 작은 극점을 선택하여 장주기 모드 주파수와 감쇠비를 구한다. 선택되어진 켈레복소수 극의 주파수는 0.13 rad/sec이고, 감쇠비는 0으로 장주기 모드 요구조건이 Level 2였다. M0.3@10kft 영역은 받음각이 12.3°임으로 본 영역에서는 CAT 2에서의 받음각제한기는 작동하여 영향을 받는다. 그리고 선형 받음각제한기 모델이 적용되지 않을 경우, 주파수는 0.07 rad/sec이고, 감쇠비는 0.99로 장주기 모드 특성이 개선되어 요구조건인 Level 1을 만족할 수 있었다. Fig. 8은 항공기의 F10, UA형상, M0.4@10kft 영역에서 장주기 모드를 해석한 결과이다. 1 쌍의 켈레복소수 극점이 존재하지만 고유진동수가 0.99

rad/sec, 감쇠비 0.97로 장주기 모드 운동은 발생하지 않는다. M0.4, 10kft 영역은 받음각이 10.4°임으로 본 영역에서는 CAT 2에서의 받음각제한기는 작동되지 않는다. 따라서 받음각제한기의 적용 유무에 상관없이 결과는 동일하다.

Fig. 9, 10, 11 및 12는 F0 및 F10 형상에서 전비행영역에 대해 선형 받음각제한기 모델의 적용 유무에 따라 장주기 모드를 해석한 결과이다. CAT 1의 대표적인 형상인 F0 형상에서는 장주기 모드가 Level 1이었으며, CAT 2의 대표적인 형상인 F10 형상에서는 M0.3@10kft 영역을 제외하고 Level 1을 만족하였다. 장주기 모드가 발생하는 영역은 받음각제한기가 작동하는 저속영역으로 조종사의 입력 없이는 수평비행을 유지하지 못한다. 그리고 선형 받음각제한기 모델을 적용하지 않았을 경우에는 감쇠비가 증가하여 장주기 모드가 개선되어, F0 및 F10 형상에서 요구조건인 Level 1을 모두 만족할 수 있었으며, 일부 영역에서는 장주기 모드가 발생하지 않았다.

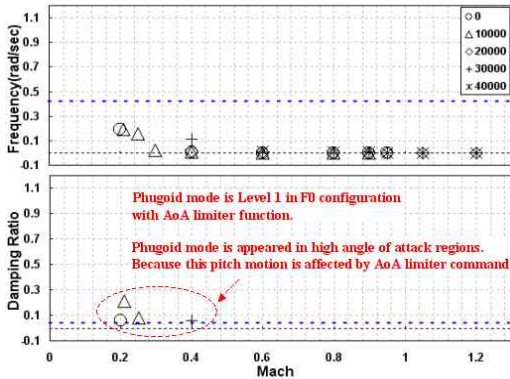


Fig. 9. Result of phugoid mode analysis of F0 configuration with AoA Limiter

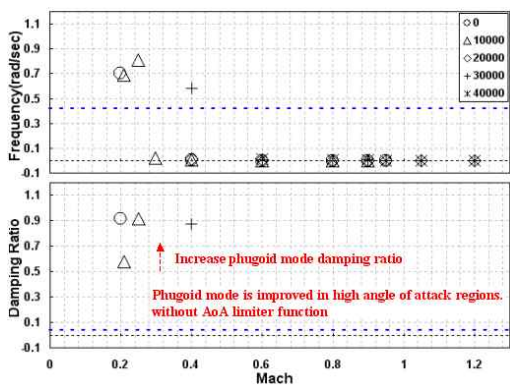


Fig. 10. Result of phugoid mode analysis of F0 configuration without AoA Limiter

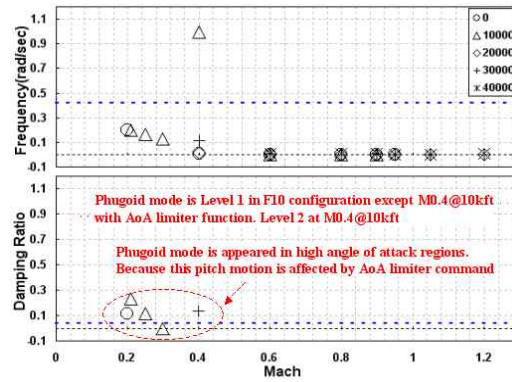


Fig. 11. Result of phugoid mode analysis of F10 configuration with AoA Limiter

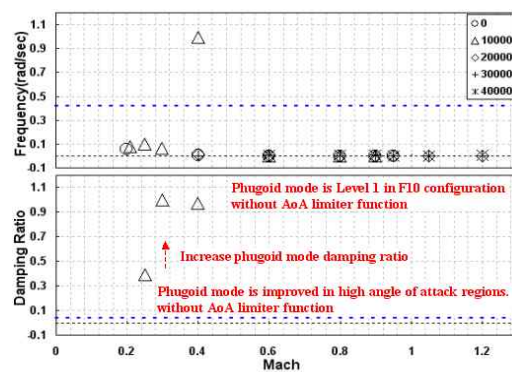


Fig. 12. Result of phugoid mode analysis of F10 configuration without AoA Limiter

선형해석 결과, 선형 받음각제한기 모델을 포함할 경우, CAT 1 형상에서는 Level 1, CAT 2 형상에서는 M0.3@10kft 영역을 제외하고 Level 1을 만족하였다. 또한, 장주기 모드가 발생하는 영역은 일부 저속 영역으로 고받음각에서 항공기의 안정성을 보장하기 위하여 적용한 받음각제한기가 작동하는 영역이다. 선형해석 결과에서도 볼 수 있었던 선형 받음각제한기를 적용하지 않으면, 저속 영역에서도 장주기 모드가 개선되어 모두 Level 1을 만족한다는 것을 알 수 있었다. 그리고 3.4 절에서는 자동 피치자세가 명령 시스템을 비선형제어법칙에 적용함으로써, 고받음각에서 장주기 모드 운동 특성이 개선되는 것을 제시한다.

3.4 비선형 해석

2.2 및 2.3절에서 설명하였듯이 T-50 제어법칙에는 고받음각에서 항공기 안정성을 보장하기 위한 받음각제한기와 조종사의 조종부담을 줄이기

위한 자동 피치자세각 트림 명령이 설계되어 있다. 선형해석 결과, 받음각 제한기를 적용했을 경우, M0.3@10kft, F10 형상에서 Level 2로 요구조건인 저하가 발생하였다. 따라서 본 절에서는 받음각제한기의 영향성을 및 자동 피치자세각 트림 명령이 세로축 운동 특성에 미치는 영향성을 비실시간 시뮬레이션을 이용하여 분석하였다.

Fig. 13은 M0.3@10kft, F10, UA형상에서 세로축 운동 특성을 해석하기 위해 비실시간 시뮬레이션을 수행하였다. 초기의 항공기 트림(Trim)을 유지하기 위해, 3.6%의 피치트림 명령을 사용하였으며, 시뮬레이션은 3가지 조건으로 수행하였다. Case 1은 받음각제한기 및 자동 피치자세각 트림 명령이 포함되어 있을 경우이며, Case 2는 받음각제한기를 적용하지 않고 자동 피치자세각 트림 명령이 포함되어 있을 경우이며, Case 3은 받음각제한기를 적용하고 자동 피치자세각 트림 명령을 포함시키지 않았을 경우이다. 시뮬레이션 방법은 초기 트림을 유지한 상태에서 조종사 세로축 명령을 이용하여 기수를 올렸다가 놓은 명령을 가하고, 300 sec동안 항공기 운동을 분석하였다. 시뮬레이션 결과, Case 1의 경우에는 주기가 0.125 rad/sec, 피치자세각의 크기가 0.23 deg로 지속적으로 반복되는 경향성을 나타내었다. Case 2의 경우는 피치자세각이 약간 크지는 경향성을 보였으나, 거의 받음각 12.4°로 일정하게 유지되었다. Case 3의 경우에는 주기가 0.125 rad/sec로 일정하였다. 그러나 초기 피치자세각의 크기가 0.23 deg에서 250 sec 후(5-period)의 피치자세각 크기가 0.48 deg로 거의 2배로 커지는 발산하는 경향성을 보였다.

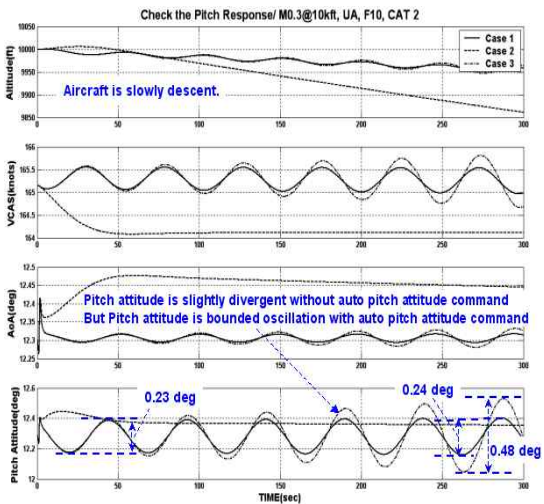


Fig. 13. Result of non-real time simulation of F10 configuration

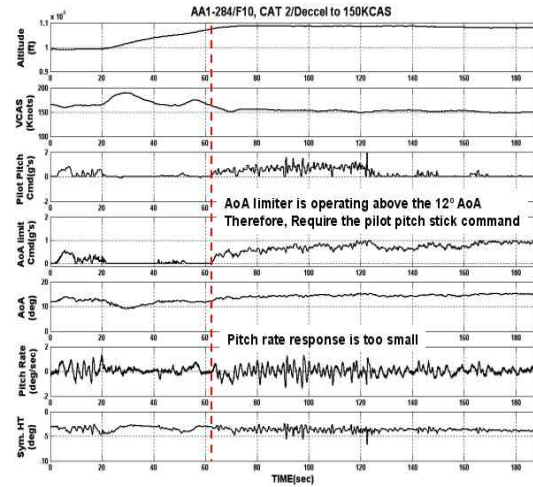


Fig. 14. Result of flight test of 1-g level deceleration of F10 configuration

Fig. 14는 받음각제한기 및 자동 피치자세각 트림 명령이 포함되어 있을 경우, F10 형상에서 받음각제한기가 작동하는 영역인 속도 160 kcas로 감속하는 비행시험 결과이다. 비행시험 결과, 받음각 12°이상에서 수평비행을 유지하기 위해 일정량의 조종사의 세로축입력이 필요하고, 피치각속도의 크기가 ± 1.5 deg/sec으로 정상적인 비행과 차이가 없었다.

비실시간 시뮬레이션 결과, 고받음각에서 받음각제한기 명령이 항공기의 세로축 동특성에 영향을 미치나, 일반적인 비행에서 조종사가 느끼지 못할 정도로 미소하고 긴 주기를 가진다. 그리고 세로축 비선형제어법칙에 자동 피치자세각 트림 명령이 적용되어 있어서 고받음각에서 수평비행시, 항공기의 세로축 동특성을 개선시킨다는 것을 알 수 있었다.

IV. 결 론

현대의 전투기는 항공기의 공력성능 및 조종성능을 개선시키기 위해 정안정성 완화개념을 채택하고 항공기의 안정성을 보장하기 위해 제어법칙을 적용한다. 세로축 제어법칙은 단주기 모드 특성의 최적화를 통해 설계한다. 따라서 일반적인 기동성능을 요구하는 전투기의 선형제어법칙에서는 장주기 모드가 주요 설계대상은 아니다. T-50 세로축 제어법칙에는 장주기 모드를 개선시키기 위해 자동 피치자세각 트림 명령이라는 비선형제어법칙이 적용되어 있다. 이는 상승·하강 및 1g 수평유지 비행 시 피치자세각을 일정하게

유지시킴으로써 조종사의 조종 부담을 줄여준다. 또한, 자동항법모드(Autopilot mode)가 설계되어 있어 비행 시, 조종사의 부담을 줄여준다.

본 논문에서 T-50 세로축 장주기 모드 운동 특성을 해석하기 위해 고유치 기법을 이용한 선형 해석 및 비실시간 시뮬레이션을 이용한 비선형 해석을 수행하였다. 선형 및 비선형해석 결과, 일부 저속영역에서 장주기 모드가 발생하였다. 이는 고받음각에서 항공기 안정성을 보장하기 위해 설계되어 있는 받음각제한기의 영향으로 나타났다. 또한, 세로축에 적용되어 있는 자동 피치자세각 트림 명령은 상승·하강·수평유지 비행 시, 세로축 동특성을 개선시킨다는 것을 알 수 있었다. 결론적으로, 일반적인 수평유지 비행은 고받음각에서 수행하지 않음을 감안하면 T-50은 장주기 모드 특성이 존재하지 않고, 일부 저속 영역에서 모드가 있다 하더라도 level 1을 만족한다는 것을 알 수 있었다.

참고문헌

- 1) Neal, T. P. and Smith, R. E., "An Inflight Investigation to Develop System Design Criteria for Fighter Airplanes", Air Force Flight Dynamics laboratory, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970.
- 2) Cooper, G. E. and Harper, R. P., "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities", NASA TN-D 5153, 1969.
- 3) Anderson, M. R. and Schmidt, D. T., "Closed-Loop Pilot Vehicle Analysis of the Approach and Landing Task", Journal of Guidance and Control, Vol. 10, No. 2, pp. 187 ~ 194, 1987.
- 4) McRuer, D. T. and Schmidt, D. T., "Pilot-Vehicle analysis of Multi-Axis Tasks", Journal of Guidance and Control, Vol. 13, No. 2, pp. 348 ~ 355, 1990.
- 5) C. S. Kim, M. H. Bae, B. M. Hwang, "A Study on Improvement of Aircraft Handling Quality for Asymmetric Loading Configuration", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 33, No. 2, pp.106-112, 2005.
- 6) C. S. Kim, B. M. Hwang, G. O. Koh, M. H. Bae, "A Study on Longitudinal Control Law in order to Improvement of T-50 Fine Tracking Performance ", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 33, No. 8, pp.50-55, 2005.
- 7) C. S. Kim, B. M. Hwang, S. J. Kim, M. H. Bae, "A Study on Prevention Control Law of Aircraft Departure at High Angle of Attack ", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 33, No. 7, pp. 85-91, 2005.
- 8) C. S. Kim, B. M. Hwang, D. G. Lee, "A Study on Control Law Augmentation in order to Improve Aircraft Controllability and Stability in High Angle of Attack", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 33, No. 10, pp. 60-68, 2005.
- 9) "Military Specification - Flying Qualities of Piloted Aircraft", MIL-F-8785, Nov. 1980.
- 10) John Hodgkinson, "Aircraft Handling Qualities", Air Force Institute of Technology Wright-Patterson Air Force Base, Ohio Vol. 1, No. 1, pp. 41 ~ 47, 1999.
- 11) "FBW 비행제어 시스템의 제어법칙 설계", Korea Aerospace Industries, LTD.