

技術論文

항공기 세로축 무게중심의 변화에 따른 민감도 해석에 관한 연구

김중섭*

A Study on Aircraft Sensitivity Analysis for C.G Variation of Longitudinal Axis

Chong-sup Kim*

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 utilizes RSS criteria in longitudinal axis to achieve performance enhancements and improve stability. The flight control law of T-50 advanced trainer employs RSS concept in order to improve the aerodynamic performance and guarantee aircraft stability. The longitudinal center of gravity(X-c.g) varies as a function of external stores, fuel state and gear position. Shifts in X-c.g relate directly to longitudinal static margin in aircraft stability. This paper deals the maximum aft X-c.g for critical aircraft loadings and checks static margin limits using sensitivity such as damping, natural frequency, gain and phase margin. And nonlinear analysis was conducted for such as short period input. And also, this paper shows the T-50 aircraft stability based on the result of high angle of attack flight such as upright and inverted departure.

초 록

현대의 고성능 전투기는 공력성능 및 조종성능의 향상을 위하여 대부분 세로축 방향으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념을 채택하고 있다. 비행제어법칙의 설계 작업은 불안정하게 설계된 항공기에 안정성을 부여하고, 주어진 비행임무에 대하여 만족스런 조종성능을 발휘할 수 있도록 비행성능을 조작하는 일련의 과정이다. 세로축 무게중심은 무장형상, 연료상태 및 착륙장치의 위치에 영향을 받으며 항공기 안정성에 많은 영향을 미친다. 따라서 무게중심의 이동은 세로축 안정도 여유에 영향을 미친다. 본 논문에서는 운용시에 발생 가능한 최대 후방 무게중심에 대해 항공기 안정성을 해석하였고, 비행시험을 통해 최종적으로 검증하였다. 선형해석 항목은 세로축 단주기 모드 특성 및 안정도 여유에 관하여 행하였으며, 비선형 해석 항목은 단주기 모드를 해석하기 위해 세로축 가진 입력에 대한 항공기 응답특성을 분석하였다. 또한, 최대 후방 무게중심에서 수행된 고받음각 비행시험 자료를 제시함으로써 T-50 고등훈련기의 비행 안정성을 제시하였다.

Key Words : RSS(Relaxed Static Stability), X-c.g(Longitudinal Center of Gravity), Static Stability(정안정성), Dynamic Stability(동안정성)

† 2005년 12월 19일 접수 ~ 2006년 5월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

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

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위해 정적으

로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성 및 조종성능을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통 (Digital Fly-By-Wire Flight Control System)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙설계는 전비행영역(Flight Envelop)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다. 항공기의 제어법칙은 다음과 같은 과정을 거쳐 설계된다. 먼저 공력, 추진, 중량 및 힌지 모멘트로 구성된 데이터베이스로부터 평형상태를 계산하는 트림과정을 수행하고, 각 트림 조건에서 항공기의 선형화 모델을 구한 후, 항공기 모델에 대한 선형해석을 이용하여 제어법칙을 설계한다. 전비행영역에 대해 제어법칙을 스케줄링한 후 비선형 6-자유도 시뮬레이션을 통하여 제어법칙을 검증하고 보완한다. 마지막으로 HQS (Handling Quality Simulator)와 비행시험에 의한 항공기의 조종성능을 검증하는 단계를 거치면 제어법칙설계 작업은 종결된다. 이와 같은 비행제어법칙의 설계에 적용되는 설계 요구조건에 대한 연구가 많이 진행되어 왔다[1-7]. 그러나 유인 항공기(Piloted Aircraft)의 조종성능을 해석적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(Pilot Workload)가 주어질 비행임무 시의 외부환경 및 조종사의 상태에 따라 다르기 때문에 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어계통은 조종사에게 비행임무에 따라 다양하게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다.

음의 정적여유(Negative Static Margin)를 가지는 불안정한 항공기에 대해 제어법칙을 설계함으로써 기동성능과 안정성을 동시에 확보할 수 있었다. 또한 음의 정적여유를 가지는 항공기의 안정성은 무게중심의 위치와 밀접한 관계가 있으며, 무게중심이 후방으로 이동할수록 항공기는 불안정해진다. 따라서 제어법칙은 항공기 운용시 발생할 수 있는 전 무게중심에 대해 항공기에 안정성을 부여할 수 있어야 한다.

본 논문에서는 항공기의 운용시 발생할 수 있는 전 무게중심 범위에 대해 세로축 안정성을 분석하기 위하여 민감도 해석을 수행하였으며, 비선형 시뮬레이션을 이용하여 세로축 단주기 모드 운동 특성에 관해 분석하였다. 또한, 최대 후방 무게중심에서 수행된 고받음각 비행시험을 제시함으로써 T-50 고등훈련기의 비행 안정성을 제시하였다. 본 연구를 위하여 T-50 고등훈련기의

데이터베이스를 활용하였으며, 세로축 조종성능 요구조건은 MIL-F-8785C에 기술되어 있는 단주기 모드의 요구조건을 적용하였다.

II. T-50 세로축 제어법칙의 설계

2.1 정안정성 완화 개념

안정성은 개념적으로 크게 두 가지 의미를 갖는데, 시간의 개념을 포함시키지 않고 초기 경향만 보는 정안정성(Static Stability)과 시간의 개념을 포함하여 얼마나 빨리 원래의 상태로 돌아가려는지도 함께 고려하는 동안정성(Dynamic Stability)이 있다. 일반적으로 안정성은 항공기의 기동성능과 상반되는 개념으로, 항공기가 평형상태를 유지하고 있다가 외부교란에 의해 평형이 깨진 경우 원래의 평형상태로 돌아가려는 경향을 말한다. 이 때, 항공기의 운동특성이 원래의 상태에서 점점 벗어나려고 하는 경향을 가지면 불안정하다고 말한다[8].

고기동성능을 요구하는 현대의 군용 항공기는 세로축으로 정안정성 완화 개념을 도입하여 기동성능을 향상시키고, 제어법칙을 설계함으로써 항공기의 안정성을 보장한다. Fig. 1은 재래식 항공기(Conventional Aircraft)와 정안정성 완화 개념이 적용된 항공기를 나타낸다. 재래식 항공기에서는 항공기의 무게중심이 공력중심의 앞에 위치하여 외란으로부터 안정하다. 그리고 항공기의 평형상태를 유지하기 위해서는 주익에서 발생하는 양력이 커져야 하며, 힘의 평형을 유지하기 위해 수평꼬리날개에서는 반대로 양력을 발생시켜야 한다. 따라서 주익에서 발생하는 양력을 상쇄시키는 양력을 수평꼬리날개에서 발생시켜야 함으로 비효과적이다. 정안정성 완화 개념의 항공기의

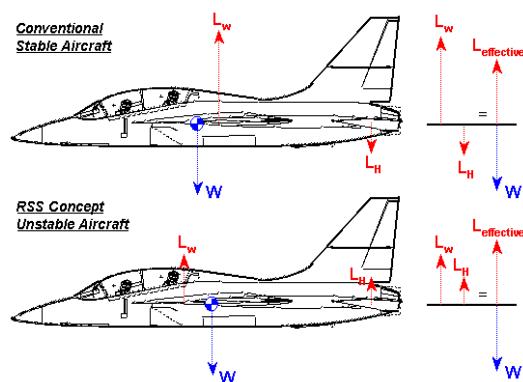


Fig. 1. Concept of relaxed static stability

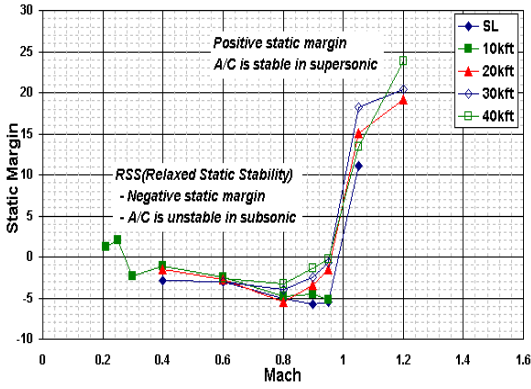


Fig. 2. Trend of static margin in F0 configuration

무게중심이 공력중심의 뒤에 위치한다. 따라서 외란에 의해 기수가 들어진 경우에 앞쪽에서 작용하는 양력이 더욱 커져 기수가 위로 들리게 되어 항공기는 불안정하게 된다. 그러나 항공기의 평형상태를 유지하기 위해 주익 및 수평꼬리날개에서 발생하는 양력의 방향이 같기 때문에 주익에서 발생해야 할 양력이 줄어든다. 따라서 주익의 날개 면적을 줄일 수 있는 효과를 가지기 때문에 항공기의 중량 감소 측면에서 효과적이다. 단, 정안정성완화 개념으로 항공기를 설계할 때, 항공기의 안정성을 보장하는 제어법칙이 설계되어야 한다.

Fig. 2는 T-50 고등훈련기의 마하수에 따른 공력중심의 이동 경향성을 나타낸다. 아음속영역에서는 무게중심이 공력중심의 후방에 위치하여 항공기는 불안정하다. 하지만 초음속영역에서는 공력중심이 후방으로 이동하여 무게중심보다 후방에 위치함으로써 항공기는 안정하다. 전투기에서 수행되는 공대공 전투는 주로 아음속영역에서 이루어진다. 따라서 공력중심을 적절히 위치시킴으로써 아음속 영역에서는 정안정성완화 개념을 적용하여 기동성능을 최대화하고, 초음속영역에서는 항공기를 안정화할 수 있는 장점이 있다.

2.2 세로축 제어법칙 설계

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 Fig. 3과 같이 모델 역변환설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시 초기 피치각속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(Open Loop Feed Forward Control Command)이 사용된다[6,9]

조종명령은 비행단계 부류 A(Flight Phase Category A, UA : Up & Away Mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(Normal Acceleration

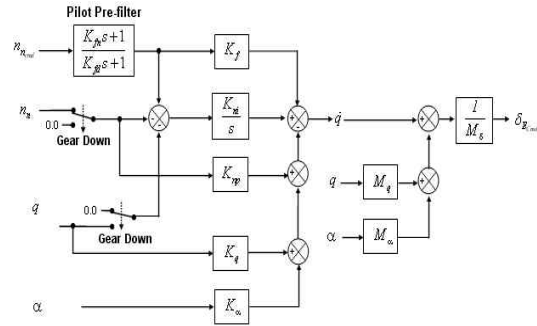


Fig. 3. Longitudinal control law

Following System)이고, 비행단계 부류 C(Flight Phase Category C, PA : Power Approach Mode)는 정밀한 자세제어를 위한 피치각속도(Pitch Rate) 추종시스템이다.

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(Inner Loop Feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(Angle of Attack), 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 귀환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(Short Period Characteristic)의 고유진동수를 증강시켜 준다. 피치각속도 귀환은 단주기 특성의 감쇄율(Damping Ratio)을 증강시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 귀환은 단주기 특성의 고유진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다.

피치각속도 귀환루프에는 제어기의 안정도 여유(Stability Margin)를 확보하기 위하여 진상필터(Lead Filter)가 사용되고, 피치각속도 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 피치각속도로 전환되어 사용된다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 선정 및 해석방법

시험영역은 Fig. 4와 같이 선정하였다. UA에서 항공기의 무장형상에 대한 영향성을 해석하기 위해, CAT 1에서는 F0, CAT 2에서는 F10, CAT 3에서는 F12형상에 대하여 민감도 해석을 수행하였다. Fig. 5에서 도시된 항공기 모델에서 F0형상은 1, 7번 위치에 Launcher를 장착하고 있는

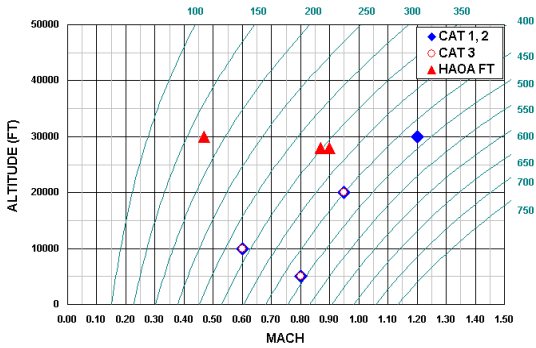


Fig. 4. Test Points

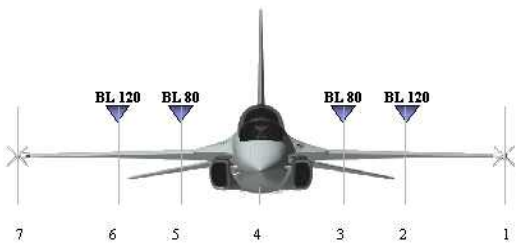


Fig. 5. Aircraft loading configuration

형상이다. F10 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 150 lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. F12 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 SUU-20 및 3, 5번 위치에 150 lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. 해석에 사용된 무게중심의 범위는 최전방 33% MAC, 최후방 41% MAC이며, 증분은 2%로 하였다.

본 논문에서는 무게중심의 변화에 따른 세로축 단주기모드 특성을 분석하기 위해 선형해석을 수행하였다. 선형해석을 통해 무게중심의 변화에 따른 이득여유(Gain Margin) 및 위상여유(Phase Margin)에 대한 영향성 분석을 수행하였다. 또한 등가저차시스템(Equivalent System)에 의해서 결정되어지는 단주기 모드 감쇄비(Damping Ratio), 고유진동수 및 조종특성 예측 매개변수(CAP: Control Anticipation Parameter)에 대한 영향성을 분석하였다. 그리고 대표적으로 동압이 큰 영역인 M0.8@5kft, F10 형상에서 세로축 가진(Pitch Doublet) 기동을 통해 비선형 해석을 수행함으로써 무게중심의 변화에 따른 세로축 응답특성을 관찰하였다. 또한, F10형상에서 무게중심이 41.8% MAC로 고받음각 비행시험을 수행한 결과를 제시하였다. 고받음각 비행시험 항목은 175 knots, 30kft, UA, 1g 상태에서 받음각 제한기까지 수평 감속 비행, 350knots, 28kft, UA에서

직립이탈(Upright Departure) 및 360knots, 28kft, UA에서 배면이탈(Inverted Departure) 비행시험을 수행한 결과를 제시한다.

3.2 설계요구도

미 군사규격인 MIL-F-8785C와 MIL-F-9490D에 규정되어 있는 세로축 단주기 모드에 대한 설계요구조건은 Table 1과 같다[10,11].

Table 1. Requirement of Longitudinal Short Period Mode.(Category A & C)

Level	Damping		CAP		Gain Margin	Phase Margin
	Min	Max	Min	Max		
1	0.35	1.30	0.28	3.60	LGM > 6 dB HGM > 6 dB	$\phi > 45^\circ$
2	0.25	2.00	0.16	10.00	-	-
3	0.15	-	0.16	-	-	-

Table 1에 정의된 요구도는 제어가 포함되지 않은 항공기에 대해 동특성을 정의하였기 때문에 4차의 비행운동방정식으로 기술되어 있다. 그러나 제어를 포함하고 있는 FBW 항공기는 조종특성을 향상시키기 위해 제어범칙 내에 다수의 필터와 적분기를 포함하고 있는 고차시스템이다. 그러므로 Table 1의 요구도를 적용하기 위해 등가저차시스템으로 등가시켜 판별해야 한다. 본 논문에서는 등가저차기법에 관한 자세한 다루진 않는다.

3.3 항공기 세로축 정안정성

무게중심이 공력중심의 후방에 위치하는 항공기는 조종성이 증가하는 반면 불안정하다. 본 절에서는 무게중심이 후방으로 이동함에 따라 항공기의 받음각 및 정안정성에 관해 분석하였다. 항공기의 무게중심은 자세각 및 연료소비의 형태에 따라 달라진다. 정상적인 연료소비에서는 최대 후방 무게중심은 40% MAC를 넘지 않으며, 비정상적인 연료소비 및 자세각의 변화에 따라서 발생할 수 있는 최대 무게중심은 F0형상에서는 40.1%, F10형상에서는 40.2% 및 F12형상에서는 40.6% MAC이다.

Fig. 6은 항공기 트림 상태에서 무게중심의 변화에 따른 정적여유의 변화를 분석한 결과이다. 아음속 영역에서는 음의 정적여유를 가짐으로 항공기는 정적으로 불안정하고, 초음속 영역에서는 양의 정적여유를 가짐으로 안정하다. 또한 무게중심이 후방으로 이동할수록 정적여유가 감소하

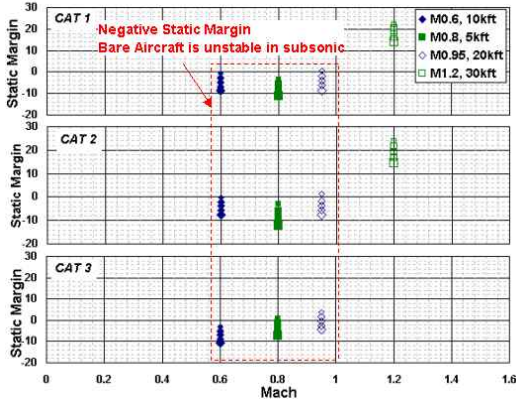


Fig. 6. Static Margin by c.g variation

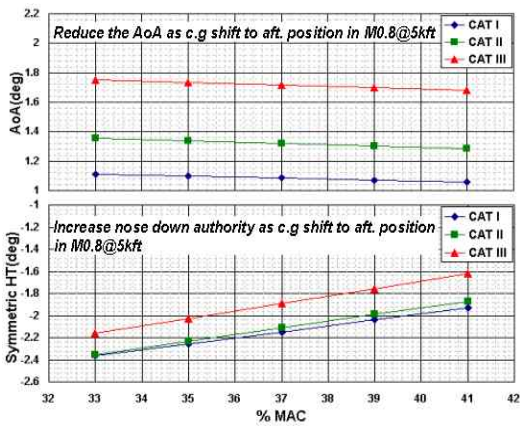


Fig. 7. AoA and Symmetric HT by c.g variation

여 항공기는 더욱 더 불안정해진다.

Fig. 7은 무게중심의 변화에 따른 받음각 및 수평꼬리날개의 변화를 나타낸다. 무게중심이 후방으로 이동하면 항공기는 상대적으로 큰 피치모멘트가 발생된다. 항공기는 수평비행을 위해, 이를 상쇄시키려는 모멘트가 수평꼬리날개에서 발생하게 된다. 따라서 수평꼬리날개를 (+) 방향으로 꺾어서 조금 더 많은 양력을 만들어냄으로써 상대적으로 증가한 피치모멘트를 상쇄시킨다. 따라서 무게중심이 후방으로 이동하면 수평꼬리날개에서 발생하는 양력은 더욱 더 증가하게 된다. 또한 항공기는 평형상태를 유지하기 위해 주익에서 발생하는 양력을 수평꼬리날개에서 증가한 양만큼 감소시킨다. 결과적으로 무게중심이 후방으로 이동할수록 받음각은 작아진다.

3.4 선형해석 결과

무게중심의 변화에 따른 민감도 해석을 수행하

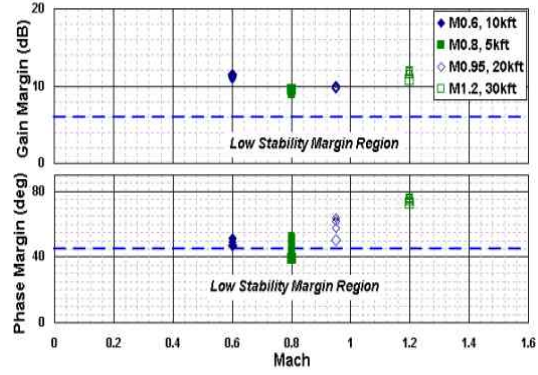


Fig. 8. Gain and phase margin in CAT 1

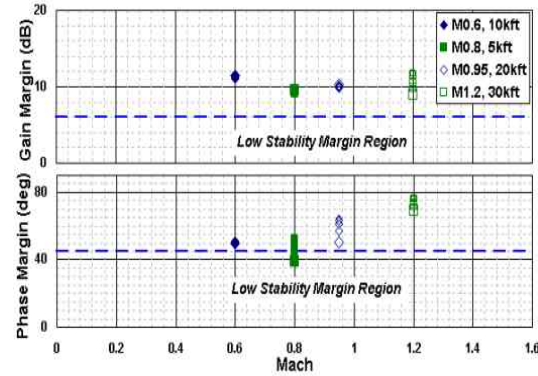


Fig. 9. Gain and phase margin in CAT 2

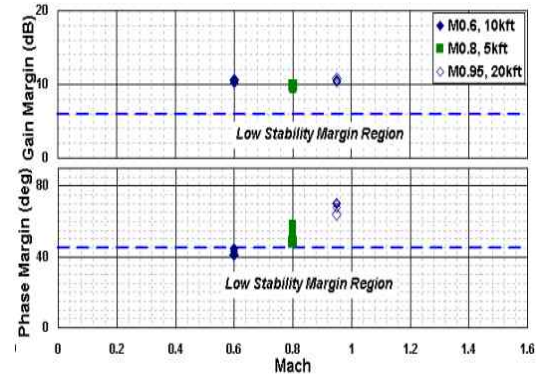


Fig. 10. Gain and phase margin in CAT 3

기 위해 세로축 선형화 모델을 이용하여 안정도 여유, 단주기 모드의 감쇄비 및 고유진동수를 해석하였다.

세로축 제어는 수평꼬리날개(Horizontal tail)를 사용한다. Fig. 8, 9 및 10은 CAT 1, 2 및 3, UA에서 수평꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸다. 전반적으로 모든 항공기 형상에 대

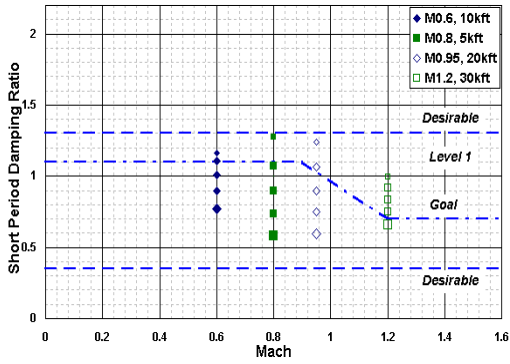


Fig. 11. Short-period damping ratio in CAT 1

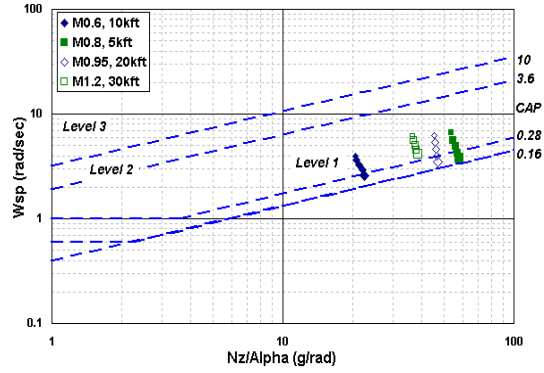


Fig. 14. Short-period frequency in CAT 1

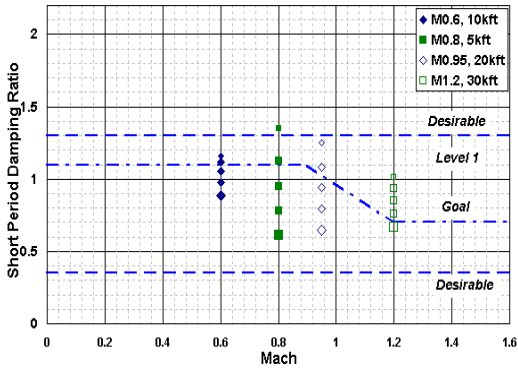


Fig. 12. Short-period damping ratio in CAT 2

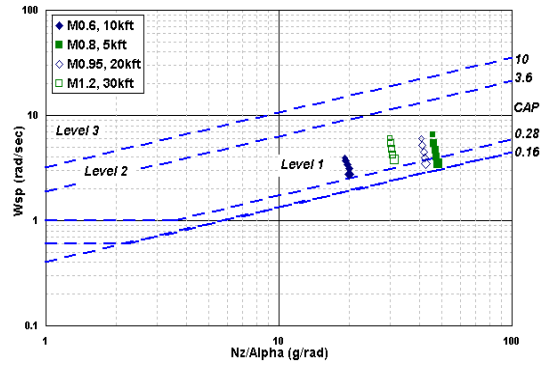


Fig. 15. Short-period frequency in CAT 2

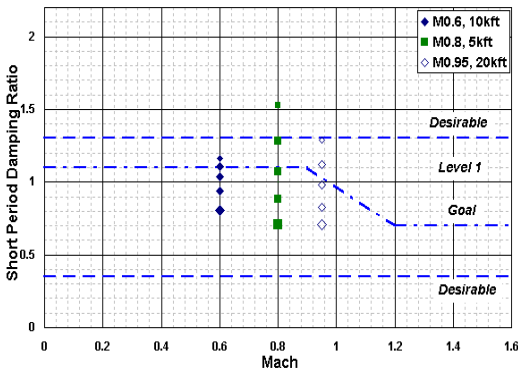


Fig. 13 Short-period damping ratio in CAT 3

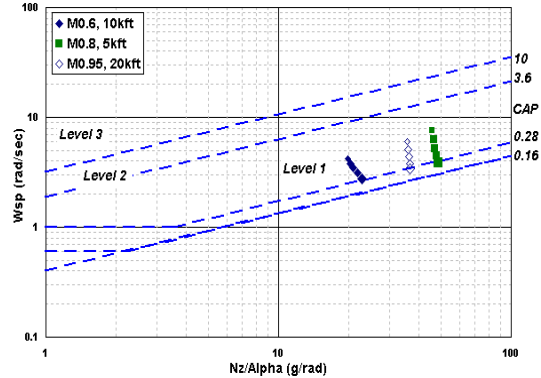


Fig. 16. Short-period frequency in CAT 3

해 무게중심의 변화에 따른 이득여유는 지하는 다소 작았으며, 모든 무게중심 범위에서 설계기준($GM > \pm 6\text{dB}$)을 충분히 만족할 수 있었다. 반면에 위상여유는 무게중심의 변화에 따라 변화량이 다소 컸다. CAT 1, 2형상에서는 무게중심이 41%MAC에서는 M0.8@5kft, CAT 3형상에서는 M0.6@10kft 영역에서 설계기준($PM > \pm 45^\circ$)을 만족

할 수 없었다. 그러나 일반적으로 위상여유가 $\pm 30^\circ$ 이상의 값을 가지면 항공기 안정성 측면에서 만족할만한 수준이다[12].

Fig. 11, 12 및 13은 CAT 1, 2 및 3 형상에서 단주기모드의 감쇄비를 나타낸다. 무게중심이 후방으로 이동할수록 감쇄비는 감소하였다. CAT 2, 3 형상에서는 M0.8 @5kft에서 무게중심 33%

MAC에서 감쇄비가 증가하여 각각 1.35, 1.5로 Level 2로 저하되었다.

Fig. 14, 15 및 16은 CAT 1, 2 및 3 형상에서 단주기 모드와 고유진동수 및 CAP을 나타낸다. CAP은 수평꼬리날개의 계단 입력 시, 초기 피치 각속도와 하중계수의 정상상태 변화량의 비이다. 따라서 CAP이 매우 작다면 조종사는 항공기 피치 반응이 매우 늦다고 느끼게 되며, 반대의 경우는 항공기 반응이 매우 빠르다고 느낀다. 따라서 CAP의 값은 적절해야 좋은 비행성(Handling Quality)을 가진다. 해석 결과, 무게중심이 후방으로 이동할수록 감쇄비 및 CAP은 감소하였다. CAT 1 형상에서는 M0.6@10kft, M0.95 @20kft, M1.2@ 30kft, CAT 2 형상에서는 M0.95 @20kft, M1.2@30kft에서 무게중심이 41% MAC에서 CAP이 Level 2로 저하되었다.

민감도 해석 결과, 무게중심이 41% MAC에서 단주기 모드 주파수 및 위상여유가 Level 2로 저하되었으며, 33% MAC에서 단주기 모드 감쇄비가 증가하여 Level 2로 저하 되었다. 특히, 동압이 큰 영역인 M0.8@5kft에서 위상여유 및 단주기 모드 특성의 변화가 가장 컸다. 따라서 본 영역에 대해 비선형 시뮬레이션을 수행하여 항공기 단주기 응답특성을 해석하였다.

3.5 비선형해석 결과

민감도 해석 결과, M0.8@5kft 영역에서 조종성 저하가 가장 많았다. 따라서 대표적으로 M0.8@5kft, CAT 3형상에서 무게중심의 변화에 따른 단주기 모드 특성을 관찰하기 위해 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 무게중심의 변화는 33%, 37% 및 41% MAC로 하였다.

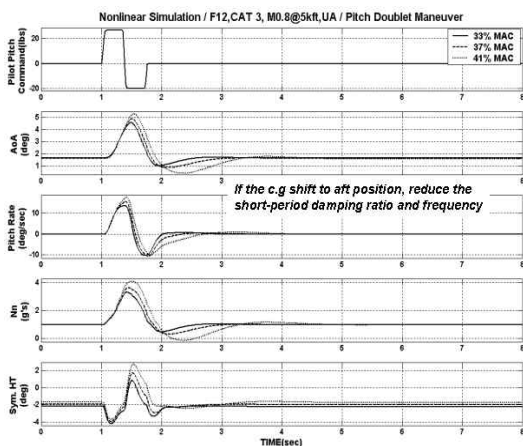


Fig. 17. Nonlinear analysis(pitch doublet) in CAT 3

Fig. 17은 M0.8@5kft, CAT 3에서 세로축 가진 (Pitch Doublet)을 수행한 결과이다. 민감도 해석 결과와 같이 비선형해석에서도 무게중심이 후방으로 이동할수록 단주기 모드 감쇄비 및 고유진동수가 감소하여 항공기는 진폭이 증가하고 응답 특성이 느려진다. 또한 수평꼬리날개의 진폭이 증가하여 안정도 여유는 감소하게 된다. 하지만, 41% MAC에서 세로축 가진 후, 1.5초 후에 항공기는 안정화됨으로 조종성 저하가 있을 것으로 예상하나, 안정성 측면에서 문제가 없을 것으로 판단된다.

3.6 고받음각 비행시험 결과

항공기의 무게중심은 외장형상 및 연료소비에 따라 이동한다. 정안정성 완화 개념의 항공기에서는 무게중심의 이동은 항공기의 안정성 및 조종성에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 무게중심의 위치에 대해 민감도 해석을 통해 항공기의 정안정성을 예측할 수 있으며, 최종적으로 최대 후방 무게중심의 범위는 고받음각 비행시험을 통해 검증된다. 고받음각 비행시험은 항공기의 회복특성을 시험하는 고의적인 이탈(Intentional Departure)과 이탈저항력을 시험하는 이탈저항(Departure Resistance)으로 나눌 수 있다. 본 논문에는 F12형상에서 무게중심이 41.8% MAC로 고받음각 비행시험을 수행한 결과를 제시하였다.

항공기 이탈은 깊은 실속과 스핀으로 나눌 수 있다. 스핀은 실속보다 더 복잡한 항공기 운동이며, 항공기가 스핀에 진입 시 회복하기 힘들다. 그러므로 T-50에서는 스핀방지 제어법칙을 설계하여 항공기가 이탈에 진입 시 스핀을 방지한다. 항공기가 직립 상태에서 받음각 35° 이상일 경우

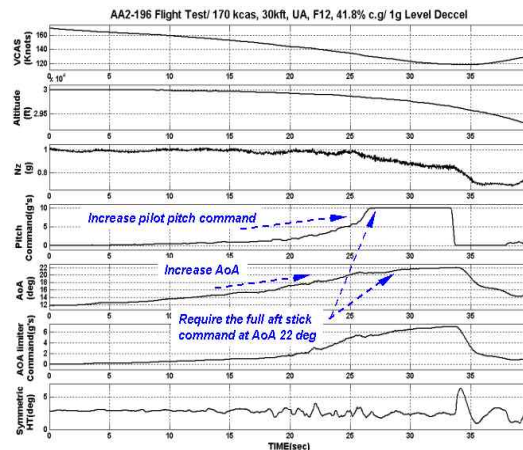


Fig. 18. Flight test of 1-g level deceleration in F12

를 직립이탈로 정의하며, 배면상태에서 받음각 -10° , 속도 170 knots 이하인 경우를 배면이탈로 정의한다. 현재 T-50에는 두 가지 방식에 대해 스펀 방지 제어법칙이 설계되어 있다.

T-50 고받음각 제어법칙에는 항공기가 이탈할 수 있는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장하기 위하여 받음각 제한기를 설계한다[14,15]. Fig. 18은 수평비행상태에서 속도를 받음각 제한기까지 감속하는 비행시험으로 받음각 제한기의 작동에 대한 시험 결과를 나타낸다. 비행시험 결과, 받음각 22° 에서 받음각 제한기가 정상적으로 작동하여 저속에서도 항공기가 이탈에 진입하는 것을 방지한다. 또한 받음각 제한기 작동 시점인 받음각 9° 부터 1-g 수평비행을 유지하기 위해 조종사의 조종입력이 필요하다.

Fig. 19, 20은 항공기 이탈 시, 스펀방지 제어법칙의 작동에 따라 항공기의 운동 및 조종면의 변위를 나타낸다. Fig. 19는 항공기가 직립 상태에서 이탈을 한 경우를 나타내는데, 항공기는 받음각 35° 이상에서 직립이탈에 진입하여 직립스핀방지 제어법칙(Upright Anti-Spin Control Law)이 작동한다. 직립스핀방지 제어법칙은 요우각속도를 귀환 받아 수직꼬리날개, 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 사용한다. 받음각 35° 에서 (+)요우각속도에 대해 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론의 변위는 (-)방향으로 (+)롤각속도를 발생시키며, 수직꼬리날개의 변위는 (+)방향으로 (-)요우각속도를 발생시킨다. 이 때 가로-방향축 조종사 명령 및 귀환은 제어법칙으로 입력되지 않는다.

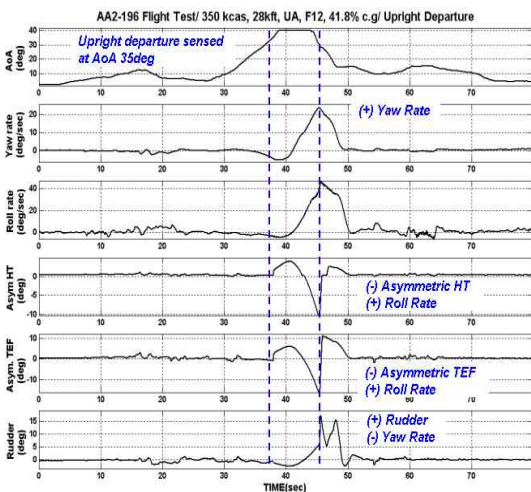


Fig. 19. Flight test of upright departure in F12

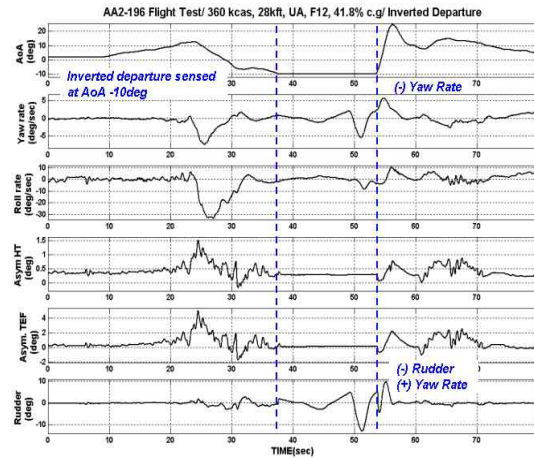


Fig. 20. Flight test of inverted departure in F12

Fig. 20은 항공기가 배면 상태에서 이탈을 한 경우를 나타내는데, 받음각이 -10° , 속도 170 knots 이하에서 배면이탈에 진입하여 배면스핀방지 제어법칙(Inverted Anti-Spin Control Law)이 작동한다. 배면스핀방지 제어법칙은 요우각속도를 귀환 받아 수직꼬리날개를 사용한다. 받음각 -10° 이하에서 (-)요우각속도에 대해, 수직꼬리날개의 변위는 (-)방향으로 (+)요우각속도를 발생시킴을 볼 수 있다. 이 때 가로-방향축 조종사 명령은 입력되며, 귀환 루프만 제어법칙으로 입력되지 않는다.

고받음각 비행시험 결과에서 볼 수 있듯이 받음각제한기에 의해 항공기는 저속 영역에서도 이탈에 진입하지 않는다. 또한, 무게중심이 41.8%에서 강제적으로 항공기를 이탈에 진입시켰을 때, 자동적으로 이탈에서 회복할 수 있었다.

IV. 결론

현대의 군용 항공기는 조종성능 및 안정성을 동시에 만족시키기 위해, 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념을 채택하고 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어 계통을 이용하여 제어법칙을 항공기에 적용하고 있다. 최대 후방 무게중심은 고받음각 비행시험으로 결정되어지며, 세로축 무게중심의 위치는 항공기의 안정성에 많은 영향을 미친다. 따라서 비행제어법칙은 항공기 운용 무게중심의 전 범위에서 안정성을 보장하도록 설계되어야 한다.

본 논문에서는 무게중심 변화에 따라 세로축 안정성을 분석하기 위해 민감도 해석 및 비선형 시뮬레이션을 이용하여 세로축 단주기 모드 운동

특성에 관해 분석한 결과, 41% MAC에서 조종성 요구조건이 Level 2로 저하되는 경향성이 발생하였으나, 비선형해석 결과 항공기 안정도 저하는 발생하지 않았다. 또한, 최대 후방 무게중심에서 수행된 고받음각 비행시험을 제시함으로써 최대 후방 무게중심에서 T-50 고등훈련기의 비행 안정성을 제시하였다. 본 논문에서 제시한 민감도 해석 및 고받음각 비행시험 결과, T-50 고등훈련기의 최대 후방 무게중심에서도 항공기의 안정성 요구조건은 만족할 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 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, B. M. Hwang, I. J. Cho, "A Study on the Control Law Design and Analysis Process", Journal of Control, Automation and Systems Engineering, Vol. 11, No. 11, November, 2005.

6) C. S. Kim, B. M. Hwang, S. J. Kim, "A Study on the Longitudinal Flight Control Law of T-50", Journal of Control, Automation and

Systems Engineering, Vol. 11, No. 11, November, 2005.

7) C. S. Kim, "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 Systems Engineering, Vol. , No. , November, 2006. 03

8) John Hodgkinson, "Aircraft Handling Qualities", Air Force Institute of Technology Wight-Patterson Air Force Base, Ohio, Vol. 1, pp. 21~86, 1999.

9) 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.

10) "Military Specification - Flying Qualities of Piloted Aircraft", MIL-F-8785, Nov. 1980.

11) "Military Standard - Flying Qualities of Piloted Aircraft", MIL-STD-1797A, Jan, 1990.

12) Toles, R. D., "Flying Qualities Design Guide for the T-50 Aircraft Revision 2", Aeronautics Company-Fort Worth Vol. 1, No. 2, pp. 27~80, 2000.

13) Katsuhiko Ogata, "Morden Control Engineering", pp. 470 ~ 473, 1993.

14) C. S. Kim, B. M. Hwang, D. H. Jung, 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.

15) 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.