

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(7), 569-576(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.7.569>

비행제어법칙 감항인증 기준 설정 및 입증 연구

고기옥*, 고준수**, 안영갑***

A Study for the Airworthiness Certification Criteria and Compliance Related to the Flight Control Law

Gi Ok Koh*, Joon Soo Ko** and Young Gab An***

Korea Aerospace Industries*,

Korea Aerospace University, School of Aeronautical & Mechanical Engineering**

Defense Agency for Technology and Quality***

ABSTRACT

The Airworthiness Certification from the government has an increasingly important role due to the dramatic growth of military aircraft development industry. It is a mandatory process of qualifying the flight safety within the aircraft's operational boundaries throughout its life cycle. The introduction of airworthiness certification has resulted in development paradigm shift from one requirement for one consumer need to the common requirement for many needs. This research paper provide the refinement of airworthiness certification criteria related to the flight control law and the verification methods which comply with its criteria.

초 록

군용항공기 산업의 비약적인 발전으로 정부의 군용항공기 감항인증은 점차적으로 중요한 역할을 차지하고 있다. 감항인증은 모든 항공기가 전 수명주기 동안 운용범위 내에서 비행안전에 적합하도록 항공기 개발에 필수적으로 요구되는 절차이다. 감항인증의 도입은 단일 수요자의 요구도에 부합되게 개발 해왔던 기존의 개발 사업특성에서 다수의 수요자의 공통의 요구도를 맞춘 개발 패러다임의 변화로 이끌어 가고 있다. 본 논문에서는 전투기급 항공기의 비행제어법칙의 감항인증 기준 설정에 대한 상세 연구와 감항인증 기술기준에 대한 입증 분석을 결과로 제시하였다.

Key Words : Airworthiness(감항성), Flight Control Computer(비행조종컴퓨터), Control Law(비행제어법칙), Stability Margin(안정성 여유), PIO(조종사 유도 진동)

1. 서 론

국내에서 성공적으로 개발된 KT-1 및 T-50 항공기의 수출이 성사되면서 항공기 감항인증이 항공기 개발사업에 필수불가결한 분야로 자리를 잡

게 되었다. 그동안 국내에서는 공군 등의 수요자가 제시하는 요구도에 따라 항공기를 개발하고 양산하였으나, 항공기 수출이 활성화됨에 따라 다수의 수요자의 요청에 의한 항공기 감항인증이 요구되기 시작하였다. 이에 부응하기위해 국내에

† Received: December 28, 2012 Accepted: June 25, 2013

** Corresponding author, E-mail : jsko@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

서는 2009년에 「군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률」 및 동법 시행령/시행규칙이 제정되면서 군용항공기에 감항인증의 적용을 의무화하게 되었다[1]. 항공기 개발 선진국인 미국에서는 2000년부터 모든 군용항공기에 감항인증 적용을 의무화 하였으며, 국가 및 군의 특성에 맞게 제도를 구축하여 운영하고 있다[2]. 이러한 국내외 환경변화로 인해 감항인증이 항공기 개발과정에서 중요분야로 자리 잡게 되었다. 본 논문에서는 2012년 10월에 승인된 FA-50 항공기의 형식인증 (Type Certification) 활동 과정의 일환으로, 비행조종컴퓨터의 비행제어법칙과 관련된 중요 감항인증 기술 기준을 분석하여, FA-50 감항인증 기술기준을 수행하고, 기술기준별로 입증에 대한 방법과 그 결과분석을 제시하였다.

II. 본 론

2.1 비행제어법칙과 감항인증

FA-50 항공기의 감항인증은 표준감항인증기준을 기본 문서로 하였으며 이를 FA-50 항공기 개발 및 운용에 적용되도록 조정하였다[1]. 군용항공기 감항인증 기술 기준은 시스템 엔지니어링, 구조, 비행기술, 추진체 및 추진체 장착, 항공기 세부계통, 승무원 시스템, 진단계통, 항공전자, 전기계통, 전자기환경효과, 시스템 안전, 컴퓨터 자원, 정비, 무장/장착물, 승객안전, 재료 및 기타 고려사항등 총 17개 기술 분야로 분류된다. 이들 기술기준 항목 중 비행기술(Flight Technology) 분야는 조종·안정성, 항공기 비행조종기능, 공력 성능의 3개의 세부항목으로 분류된다. 본 논문에서는 위의 비행기술의 3개 세부항목에서 비행조종컴퓨터의 비행제어법칙과 관련된 감항인증기술에 대하여 기술하였다.

FA-50 항공기는 전자식비행 (Fly-By-Wire) 조종계통을 채택하여 항공기 조종관점에서는 조종사의 모든 명령이 비행조종컴퓨터를 통해 조종면까지 전달되어 이륙부터 최종 착륙 단계까지 비행조종컴퓨터가 전적인 통제를 하게 된다. 비행제어 법칙은 조종간 조작 명령과 항공기에 장착된 센서로부터 측정된 동역학 파라미터들을 피드백 시키는 구조로서 Fig. 1과 같은 형태로 설계되었다. Fig. 1은 FA-50 항공기에 적용된 종축제어기 구조로 F_{pitch} 는 조종사 Pitch 명령, N_z 는 항공기 수직가속도, q 는 항공기 Pitch Rate, α 는 항공기 받음각이다. 그림에서 보는 것과 같이 항공기가 Landing Gear 내림 상태로 변경되면 적분기(1/s) Feedback이 N_z 에서 q 로 변경된다.

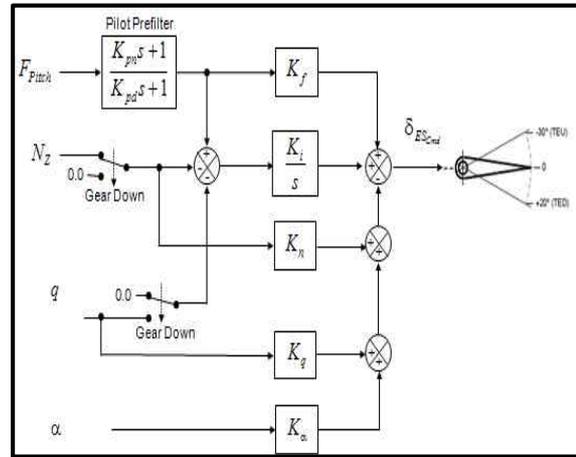


Fig. 1. Longitudinal CL Structure

이와 같은 비행제어법칙 적용을 통해 항공기는 운용비행영역(Operational Flight Envelop)에서 조종사에게 최상의 조종특성을 제공한다. 균형된 조종특성을 유지하기 위해서는 항공기를 적절하게 안정화 시켜야 하며, 조종사가 원하는 항공기 반응을 만들어 내어야 한다. 또한 이러한 목적으로 설계된 비행조종컴퓨터가 충분히 안전하게 설계 및 검증이 되었는지 확인이 필요하다.

비행제어법칙의 설계 검증은 비행조종컴퓨터 개발 프로세스 상에서 항상 이루어져야 하며 감항인증은 이러한 일반적인 사항들 중 비행안전에 필수적인 기술기준을 분석하고 검증하는 것이다. 비행조종컴퓨터 내에는 항공기가 운용 중 회복될 수 없는 상황으로 진행됨을 제한하고 지시하는 설계가 반영되어 있어야 한다. FA-50 항공기에 적용하고 있는 G/AoA 제한기, Roll Rate 제한기들과 조종사에게 위험한 사항을 인지하게 하는 주의(Caution)/경고(Warning)계통, 위험한 상황에 도달하였을 때 항공기를 회복시킬 수 있는 장치인 Anti-Spin Logic 과 Manual Pitch Override Logic들이 이에 해당된다. 감항인증에서는 이러한 장치가 충분히 설계 검증되었는지 요구하고 있다. 유인항공기는 조종사가 포함된 환경에서 운용하는 항공기로서 비행조종컴퓨터는 이를 고려하여 설계 및 검증이 이루어 져야한다. 실제로 감항인증 기술 기준에서는 비행제어법칙 설계 자체에 대한 비행안전과 비행성능 검증뿐만 아니라, 조종사가 포함된 전체 Loop 상에서의 비행안전과 비행성능을 별도로 고려해야함을 요구하고 있다.

2.2 비행제어법칙 감항인증 기준 및 구체화

2.2.1 기준 1 : 안전한 위상 여유 및 이득 여유를 검증한다.

비행제어법칙 설계는 제어할 대상(Plant)의 모

텔링으로부터 시작한다. 모델링은 제어대상의 입력과 출력간의 상호관계를 수학적 기법을 도입하여 원하는 제어대상의 물리적 특성을 표현하는 것이다. 모델링은 가능한 실제 제어대상의 특성을 잘 표현해야하나 수학적 한계와 모델링의 복잡성으로 인해 단순화하는 방향으로 진행하게 되며 이러한 과정에서 모델의 불확실성을 포함하게 된다. 모델을 사용하여 설계자가 원하는 응답 특성을 갖게 하는 것이 비행제어법칙의 최적화 설계과정이며, 일반적으로 이를 모델기반설계라고 한다. 비행제어법칙 설계가 완료된 이후에는 설계된 제어 Loop에 대한 안정성이 검증되어야 한다. 안정성을 확인하는 대표적인 방법은 안정성 여유(Stability Margin)를 확인하는 것으로 이 방법은 단순화 된 모델의 오차(불확실성)를 고려하고 이 모델의 오차가 어느 정도까지 허용되는지 확인하는 것이다. 안정성여유는 Open Loop 시스템 모델의 불확실성에 대해서 Closed-Loop 시스템의 안정한 정도를 나타내는 상대적 지표로서 상대안정성(Relative Stability)으로도 표현된다. 안정성 여유는 이득여유(Gain Margin)와 위상여유(Phase Margin)의 2개로 분류되는데, 이득여유는 Open Loop 시스템 모델에서 위상은 변하지 않고 이득만이 변할 때 Closed-Loop 안정성을 유지할 수 있는 이득 변화성분의 최대값으로 정의하며, 위상여유는 이득은 변하지 않고 위상만이 변할 때 Closed-Loop 안정성을 유지할 수 있는 위상 변화성분의 최대값으로 정의한다 [3]. 이 안정성 여유에 대한 물리적인 의미는 다음과 같다. 동역학 모델은 입력에 대하여 2가지 반응으로 나타나는데 하나는 입력에 대한 크기(Magnitude)이며 다른 하나는 지연(Delay)으로 나타난다. (이러한 특성을 주파수 영역에서 Gain(크기) 와 Phase(위상) 갖는 Bode Plot으로 표현 된다). 제어기 설계 시 사용된 모델은 동역학적 오차를 가질 것으로 예상되는데 이 오차 역시 크기와 지연 형태로 표현될 수 있다. 이 경우 예상되는 오차가 어느 수준까지 안정할 수 있는지를 판단하는 방법이 안정성 여유 확인이다. 안정성 여유를 판단하기 위하여 제어기가 포함된 시스템 Open Loop의 Bode Plot를 Fig. 2와 같이 표현하는데, 만약 이득여유가 6dB 일 경우, 해당 주파수에서 모델의 입력에 대한 출력의 오차가 2 배 까지 안정하다는 의미이며, 같은 방법으로 위상여유가 45deg 일 경우 해당 주파수의 1/8의 지연까지 안정하다는 의미이다. 만약 실제 오차가 예상보다 클 경우 해당 시스템은 불안정하게 되며 발산하게 된다.

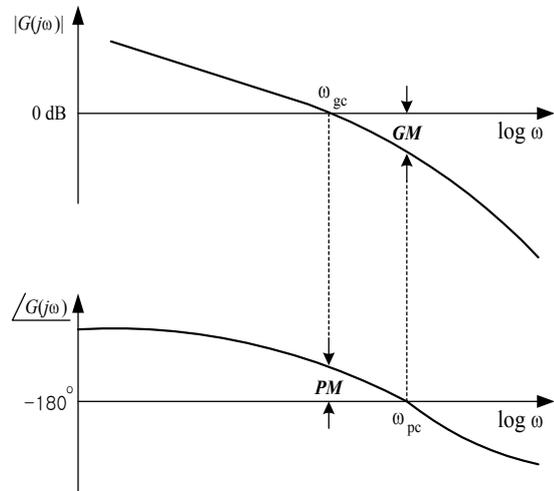


Fig. 2. Stability Margin (Bode Plot)

Table 1. Stability Margin Requirement (JSSG-2008)

FA-50 세부 기준 1) 비행제어 시스템은 항공기에 주어진 안정성 여유 요구도를 만족해야 한다. 안정성 여유는 Table 1(JSSG-2008 Table 3.1.5-II)에 정의된 값 이상이어야 한다.

Mode Frequency Hz	Airspeed			
	Below V _{oMIN}	V _{oMIN} to V _{oMAX}	At Limit Airspeed (V _L)	At 1.15V _L
f _m < 0.06	GM = 6 dB (No Phase Requirement Below V _{oMIN})	GM = ±4.5 dB PM = ±30°	GM = ±3.0 dB PM = ±20°	GM = 0 PM = 0 (Stable at Nominal Phase and Gain)
0.06 < f _m < First Aero- Elastic Mode		GM = ±6.0 dB PM = ±45°	GM = ±4.5 dB PM = ±30°	
f _m > First Aero- Elastic Mode		GM = ±8.0 dB PM = ±60°	GM = ±6.0 dB PM = ±45°	

FA-50의 경우 안정성 여유에 대한 감항인증 상세기준은 MIL-F-9490D 의 3.1.3.6.1 안정성 여유 요구도를 따르며 JSSG-2008 Vehicle Control and Management System의 안정성여유 요구도의 내용과 동일하다[4,5].

2.2.2 기준 2 : 제어법칙이 불안정한 조종사 유도진동(PIO) 경향을 갖고 있지 않음을 검증한다.

조종사 유도 진동(PIO, Pilot Induced Oscillation)은 항공기 기수 반응이 조종사의 예측된 혹은 원하는 반응과 차이가 커져 최종적으로는 Oscillation이 발생하는 현상을 말한다.

일반적으로 비행제어법칙이 포함된 시스템은 Closed Loop System 이라는 표현을 쓰는데, 이와 같은 관점에서는 조종사도 모델링에 포함된다. 조종사는 고정된 비행제어법칙 구조처럼 고정된 변수를 갖는 것이 아니라 조종사의 습관, 경향 등에 따라 항공기 반응에 대하여 즉각 반응하는 조종사, 늦게 반응하는 조종사, 반응이 큰 조종사, 반응이 작은 조종사 등의 다양한 형태로 나타나게 된다. 이러한 조종사 모델링의 한계가 있어 아직까지 조종사 유도 진동에 대한 상세 검증 기준은 구체화 되지 않았으며 직접 조종사가 시뮬레이터나 비행시험을 통해 검증하는 방법이 현재까지 보편적으로 사용되고 있다. 따라서 기준 2) 에 대해서는 FA-50의 조종사 유도 진동에 관련된 규격서 내용을 참고하여 다음과 같이 정의 하였다.

FA-50 세부기준 2) 정상적인 조종입력에 의한 항공기 기수조작 시, 항공기가 조종사 유도진동 (PIO)에 진입하려는 경향이 없어야 한다.

2.2.3 기준 3 : 운용자 포함 루프로 고장모드 영향의 안전성을 검증한다.

FA-50 은 비행제어계 특정 계통의 고장 시 이를 대체할 수 있는 Backup 설계가 되어 있다. 이러한 Backup 설계는 완벽한 비행성 (FQ, Flying Qualities)을 보장 하지는 못하나 일정 수준의 비행성을 보장해야 한다. 일정 수준의 비행성은 비행성 수준 1~3 (FQ Level 1 ~ 3) 까지로 정의 되며 각 계통의 고장모드에서 최소한의 비행안전을 보장하기 위해서 구체적인 상세 기준이 필요하다. FA-50에서는 JSSG-2001의 항공기 고장 상태에 대한 허용 비행성 수준을 적용하였다[6].

FA-50 세부기준 3) 특정한 항공기 고장 모드에서 허용되는 비행성 수준은 발생빈도에 관계 없이 Table 2 (JSSG-2001 표 3.3.11.1.1.3.2-1)의 정의를 따른다.

2.3 비행제어법칙 감항인증 기준 입증 방법

2.3.1 기준1 입증 : 안전한 위상 여유 및 이득 여유를 검증한다.

구현된 비행제어법칙이 포함된 전체 Closed-Loop System에 대한 안정성 여유는 Table 1 안정성 여유 요구도를 만족하는지 확인해야한다. Table 1에서는 진동모드 대역과 항공기 속도 대역에 따라 다른 안정성 여유 기준을 적용하고 있다. 주파수가 낮은 대역(0.06Hz 미만영역)은

Table 2. Handling Quality Level for Failure State

Air Vehicle Failure State	Flight Phase	Region of the Flight Envelope	Level
1. After two independent failures in the stability/control augmentation system	All	ROSH	1
2. After two independent failures in the air data system	RR, CR, PA, L	ROSH	2
3. After two independent failures in the electrical power system	RR, CR, PA, L	ROSH	2
4. After loss of all propulsion power	ED, L	ROSH	2 Means shall be provided to maintain stable and controlled flight for the time required to descend from cruise altitude to SL at the speed for best L/D, with a 5-minute reserve.
5. After two independent failures in a system (such as a fuel system) which can affect c.g. position	All	ROSH	2
6. Electric power interrupts or transients	All	ROSH	2 Shall not result in excessive air vehicle transients or loss of controlled flight.
7. After one failure in the hydraulic system	All	ROSH	2

ROSH : The boundaries of the region of satisfactory handling
 RR : In-flight Refueling(receiver), CR : Cruise, PA : Approach, L : Landing, ED : Emergency descent

항공기 구조진동 모드가 아닌 항공기 동적 운동 모드 구간에 속한다. 종축 장주기 모드가 이 대역에 속한다. 그리고 주파수 대역이 0.06<fm<최초공탄성모드는 항공기 동적 운동과 구조물 진동 모드 중 작은 주파수 대역을 포함 한다. 종축 단주기모드가 이 대역에 속한다. 그리고 최초 공탄성모드 이상의 대역은 순수 구조물 진동 모드에 속하게 된다. 비행제어법칙과 관련하여 안정성 여유는 이 모든 것을 고려해야한다. 그러나 FA-50의 경우 비행제어 컴퓨터는 디지털방식으로 최대 64Hz의 샘플링을 하게 되는데, 이 경우 비행제어법칙상에 유효한 주파수 대역은 64Hz의 절반인 32Hz까지 이다. 따라서 비행제어법칙이 포함된 Closed-Loop System에 대한 안정성 여유는 32Hz 이하의 주파수 대역을 고려해야 하며 속도 영역은 0 의 속도로부터 항공기 최대 제한 속도 영역까지 고려해야한다.

선정된 주파수 대역 및 속도 범위에서 안정성 여유 해석을 위해서는 비행제어법칙이 포함된 항공기동역학 및 구조진동 모델에 대한 모델링이 필요하다. Fig. 3은 비행제어법칙을 포함한 Closed-Loop-System 모델링의 예이다.

Closed-Loop-System은 비행제어법칙 모델, 항공기 비행운동을 표현할 수 있는 모델, 그리고 비행조종 장치의 Actuator, Sensor 모델들을 포함한다. 안정성 여유 해석중 항공기 운동주파수 대역은 항공기 운동모델 중 일반적인 모델링의 하나인 선형화 State Space Form(A,B,C,D Matrix)을 사용하며, 고주파수 대역에서는 구조물 진동모드를 고려하여 이를 대표할 수 있는 모

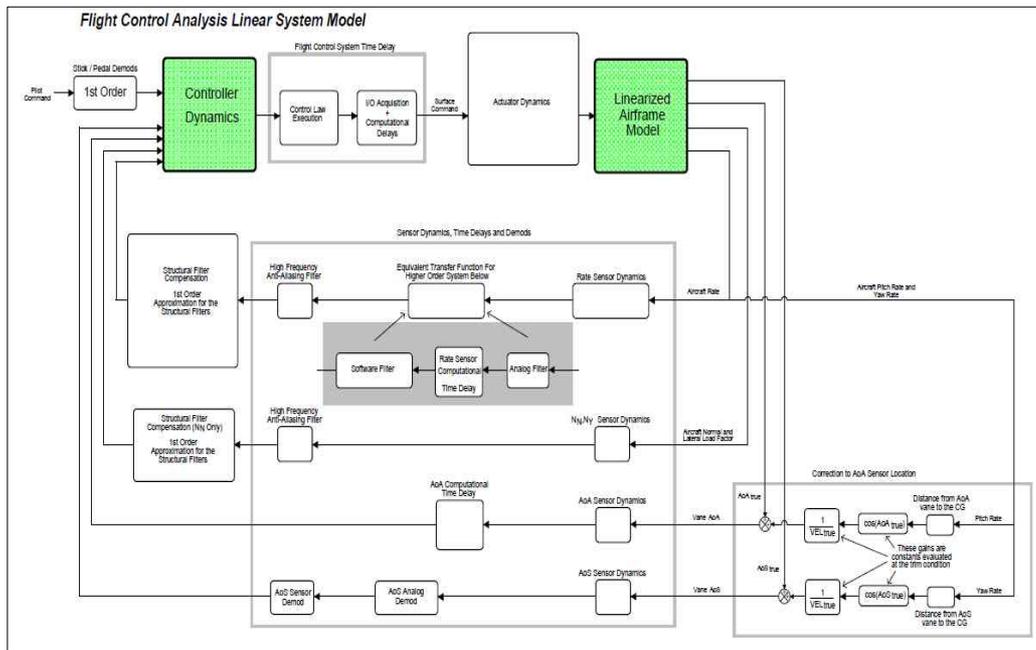


Fig. 3. Closed-Loop System Model

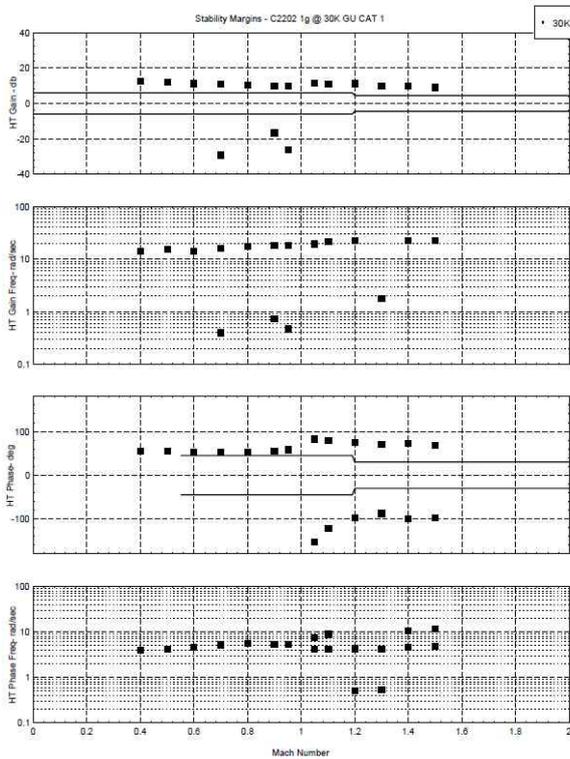


Fig. 4. Longitudinal Stability Margin Analysis

델을 사용한다. FA-50의 경우 항공기 운동 주파수 대역은 공력 데이터 베이스를 이용한 선형화된 A,B,C,D Matrix를 사용하여 안정성 여유를 확인하였으며, 구조진동모드를 고려한 경우는 구

조연동(Structural Coupling) 지상시험을 통해 안정성 여유를 검증 하였다. 구조연동 지상시험을 통해 안정성 여유를 검증한 이유는 구조물 진동 모델의 모델링에 한계가 있고, 실제 항공기상에서 수행하는 지상시험이 더 정확한 결과를 얻을 수 있기 때문이다.

Figure 4는 항공기 운동모드 대역에서의 안정성 해석결과로서 이득여유(Gain Margin)이 (+, -)의 2개로 나타나는 경우가 발생하는데, 이는 FA-50항공기가 정적으로 불안정한 항공기여서 나타나는 특성이다[7].

Figure 4의 가로축은 항공기 비행조건(Mach No.)이며, 세로축은 수평미익의 이득여유와 위상여유 결과이다.

Figure 5는 지상구조연동시험을 통해 확인한 안정성 여유 결과를 나타낸다.

구조 연동 시험에서 실제 항공기 조종면에 가진 입력을 50Hz 까지 인가한다. 이때 조종면 가진에 의하여 항공기 구조물에 진동이 발생하게 되는데 이러한 구조물 진동을 비행제어 센서가 감지하게 된다. 감지된 센서 값은 다시 제어기 입력으로 들어가 조종면 명령을 만들어 낸다. 이때 입력한 가진 조종면 변위 입력과 측정된 조종면 구동 명령을 측정하여 Fig. 5와 같은 Bode Plot을 생성하게 된다.

이를 통해 구조연동 안정성 여유를 확인하는 것이다.

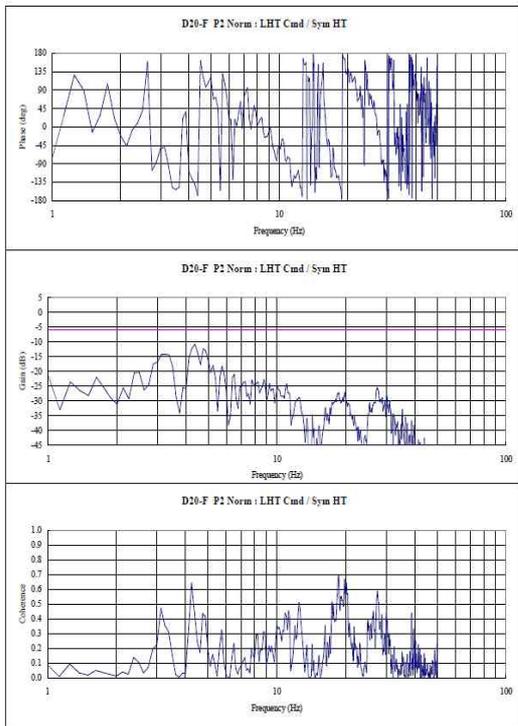


Fig. 5. Longitudinal Stability Margin SCT Result

2.3.2 기준2 입증 : 제어법칙이 불안정한 조종사 유도진동(PIO) 경향을 갖고 있지 않음을 검증한다.

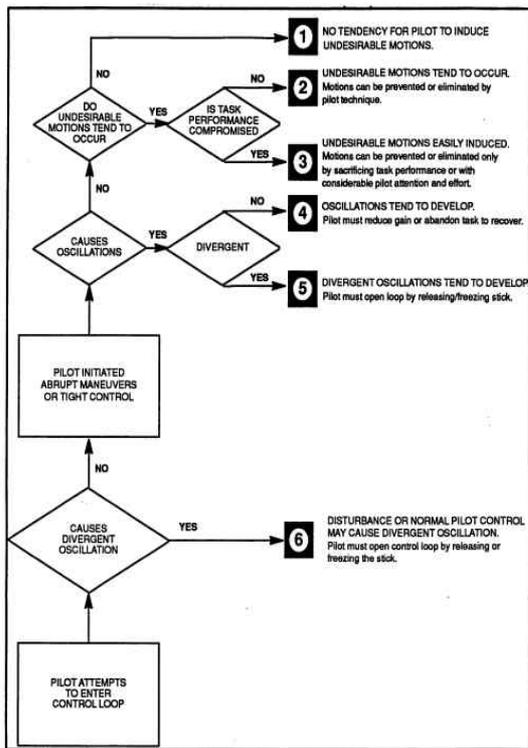


Fig. 6. PIO Rating Scale [9]

FA-50에서 조종사 유도 진동의 입증은 해석적인 방법보다는 실제 조종사가 조종사 유도진동을 평가 하는 방법을 사용 하였다. 항공기 이륙 시 강제적인 Over Rotation 조작을 통해 조종사 유도 진동 발생 여부를 평가하며, 항공기 운용 속도영역에서 Pitch 및 Roll의 과도한 조작을 통해 조종사 유도진동 평가를 수행 하였다[8]. 이러한 비행 검증은 조종사의 정성적인 평가가 필요하므로 이를 정량화해야 한다. 일반적으로 3명이상의 조종사 평가에 의한 다수결의 원칙을 적용하며, 동일한 평가기준과 평가 기준 표를 사용해야한다. 본 감항인증 기준의 입증은 Fig. 6와 같이 일반적으로 조종사 유도진동 평가에 사용하는 방법을 적용하였다.

2.3.3 기준 3 입증 : 운전자 포함 루프로 고장모드 영향의 안전성을 검증한다.

비행조종컴퓨터의 고장모드에 대한 비행제어 법칙은 개발단계에서 해석 및 Lab Test를 통해 검증한다. 실제로 비행시험을 통해 검증하는 것은 비행안전에 큰 위험요소를 갖게 되므로 FA-50에서는 비행검증까지는 이루어지지 않았다. 그러나 해석 및 Lab Test의 검증만으로 이를 충족하기 위해서는 검증 환경이 실제 비행환경을 잘 모사해야한다. 감항인증 에서는 입증에 위해 사용한 각종 해석 틀에 대한 검증도 요구하고 있으므로 FA-50의 경우 실제 비행제어 컴퓨터가 연동된 실시간 시뮬레이션 환경에서 Lab Test를 수행 하였다. 해석을 통해서 기본적으로 고장모드에 대한 비행특성 분석과 안정성 여유 분석을 수행하였으며, 비행성 평가 시뮬레이터(Handling Qualities Simulator)의 조종사 평가를 통해 정성적인 조종특성 결과를 확보하였다. Table 3은 대표적인 고장모드에 대한 비행성 평가 시뮬레이터의 조종사 평가결과를 보여준다. Air Data 3중 고장(Air Data Recon)과 Flaperon 조종면 고장(Surface Recon)에 대하여 비행 중 Critical Flight 단계중 하나인 착륙 평가에 대한 결과를 보여주고 있다. Table 3의 좌측에는 항공기 무장형상 번호와 받음각, 외란 강도 등의 비행조건과 항공기 Fail 상태를 보여주고 있으며, 우측에는 조종사 조종특성 평가 결과를 보여주고 있다[9].

이러한 고장모드에 대한 검증은 비행 운용프로그램 시스템 시험중 손상상태 및 손상영향시험을 통해 이루어진다. Table 4는 Air Data 고장 검증에 대한 손상상태 및 손상영향시험의 결과를 나타낸다[10].

Table 4의 상단에는 고장종류를 나타내며, 중단에는 Mach, 고도등의 비행조건과 기동을 나타

Table 3. HQS Pilot Assessment for Failure State

ASE Notch Filter 반영 및 CAT 3 PA 모드 Standby Gain 변경에 따른 조종사 HQS 평가									HQS 평가 결과	
Loading	CAT	Maneuver	AoA	X - Wind	Turbulence	Air Data Recon	Surface Recon	Pilot A	Pilot B	
F0	I	Normal Landing	9	0	0	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
F0	I	X-wnd Landing	9	10	T1	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
F0	I	X-wnd Landing	9	15	T2	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
C15D4	II	Normal Landing	9	0	0	Recon	-	C-HR #2	C-HR #2	
C15D4	II	X-wnd Landing	9	10	T1	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
C15D4	II	X-wnd Landing	9	15	T2	Recon	-	C-HR #3	C-HR #3	
D20	III	Normal Landing	9	0	0	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	10	T1	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	15	T2	Recon	-	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	Normal Landing	9	0	0	-	LTEF Fail	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	10	T1	-	LTEF Fail	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	15	T2	-	LTEF Fail	C-HR #3	C-HR #4	
D20	III	Normal Landing	9	0	0	-	LTEF Fail	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	10	T1	-	LTEF Fail	C-HR #2	C-HR #3	
D20	III	X-wnd Landing	9	15	T2	-	LTEF Fail	C-HR #3	C-HR #4	

T1 : Light Turbulence (5~7 kts)
T2 : Moderate Turbulence (7~10Kts)

Table 4. FMET Result

RUN CARD: 171_PPI2_SA_001 (#0) STATUS: PASS

FIRST FAILURE Channel: A/B Device: PPI/SENSORS Failure: 1. IMFP_A And IMFP_B 2. RF MCV FAILED OPEN Insertion: 1. IMFP_A_STATUS=FAIL (Set sigrt_init_data.imfp_a_ic = 1) And IMFP_B_STATUS=FAIL (Set sigrt_init_data.imfp_b_ic = 1) 2. SIMON (SET_RF_JAMEN)		SECOND FAILURE Channel: N/A Device: N/A Failure: N/A Insertion: N/A			
Initial Setting: Mach: 0.2 Altitude: 6 MILES	Maneuver: A) Wind-up Turn B) PA/Landing (10 knot cross wind)				
PROCEDURE	LAMP(S)	PFL	MFL	NOTE	
1) Set initial condition.					
2) Insert failure(s) during approach landing.	X WARNING	X FCS_AIRDT_DUAL X FCS_RF_DBM	X 36 X 44	36 / 44	
3) Perform a PILOT RESET.	X WARNING	X FCS_AIRDT_DUAL X FCS_RF_DBM	X 36 X 44	36 / 44	
4) Perform maneuver A)	X WARNING	X FCS_AIRDT_DUAL X FCS_RF_DBM	X 36 X 44	36 / 44	
x: verified					
DATE: 02/13/12 04/12/12	OFF: FFS3E FFS3F	FLCC: S/N00001 S/N00001	SIM: 53R4 53R5	NOTE: Data Files None	Test Engineer(s) Seo Sung Jo Lee Yong Hee
SPAR:					

내고 있다. 하단에는 시험 결과로 수행 절차에 따른 경고 Lamp, Fault 내용과 같은 항공기 현상을 표현하고 있다.

III. 결 론

최근 군용항공기 감항인증은 고정익, 무인기를 포함한 모든 항공기 개발사업에 있어 비행안전에 필수적인 분야로 발전되어 왔다. 이러한 감항인

증의 도입은 단일 수요자의 요구도에 맞춰 개발해왔던 기존의 개발 사업의 특성을 다수 수요자의 공통 요구도를 맞추는 개발의 변화로 이끌고 있다. 본 논문에서는 이러한 공통의 요구도인 감항인증 기술분야 중 비행기술의 비행제어법칙과 관련된 기술기준을 분석하고 FA-50에 적용될 수 있도록 조정하였다. FA-50 비행기술 분야에서 대표적인 세부 기술기준 3 가지를 선정하고 이 기준에 대한 입증방법과 분석결과를 제시하여 감항성 결정에 필요한 절차를 확립하였다.

비행제어법칙설계 결과에 대한 안정성 여유에 대해서 주파수 대역별로 2가지 적합성검증을 수행하였다. 항공기 공기역학 운동을 발생하는 주파수 대역에서는 해석을 통해 검증하였으며, 구조물 진동이 포함된 고주파수 대역에서는 지상 구조연동 시험을 통해 검증하였다. 조종사 유도에 의한 기수진동 검증은 실시간 시뮬레이터의 조종사 평가를 통한 해석 검증과 실제 비행시험을 통해 수행되었다. 비행제어계 고장 모드에서의 비행제어법칙 검증은 조종사 실시간 시뮬레이션을 포함한 해석과 실제 비행제어 운용프로그램 운용이 가능한 Lab 환경에서 시험을 통해 이루어졌다.

감항인증은 항공기 개발 과정에서 감항인증 기술 기준별로 비행안전에 필수요소들을 구체화하고 입증이 제대로 이루어졌는지 확인하는 설계 검증 활동이다. FA-50 항공기는 본 논문에서 제시한 감항인증 기술기준에 대한 분석과 입증방법을 제시하고 결과 확인을 통해 2012년 10월 에형식인증을 획득하였다.

이를 계기로 향후 군용항공기 개발 사업에서는 보다 정량화되고 효율적인 감항인증 업무 수행이 가능할 것으로 판단된다.

References

- 1) DAPA, "DAPA Notice 2011-1 Military Aircraft Airworthiness Certification Criteria", 2011.12.7
- 2) Secretary of Air Force, 2019 7.11, 'Air Force Directorate 62-6"
- 3) Kwon Wook Hyun, 1999.1.10. "Control System Engineering, Part 7", Chung Moon Gak
- 4) MIL_DTL_9490E,"Flight Control systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft", 2008.4.2

- 5) DoD Joint Specification Guide, "JSSG-2008 Vehicle Control and Management System (VCMS)", 1998. 10. 30
- 6) DoD Joint Specification Guide, "JSSG-2001 Air Vehicle", 2004.4.30
- 7) KAI, "FA-50 Control Law Analysis Report", 2012.3.27
- 8) G.E.Cooper, R.P.Harper,Jr, Apr,1969, " The use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities", NASA TN D-5153
- 9) KAI, "FA-50 Test Information Sheet for Flight Controls & Handling Quality Tests", 2010.9.30
- 10) KAI, "System Test Report for the Flight control Computer Operational Flight Program FF53F for the Republic of Korea", 2012.5.17