

비행제어시스템 안정성 여유 감항인증 기준 재정립 방안

김동환^{1,†} · 김종섭¹ · 임상수² · 고기욱¹ · 김병수³¹한국항공우주산업(주) 비행제어법칙팀²국방과학연구소 항공기술연구원³경상대학교 기계항공우주공학부

Re-establishing Method of Stability Margin Airworthiness Certification Criteria for Flight Control System

Dong-hwan Kim^{1,†}, Chong-sup Kim¹, Sangsoo Lim², Gi-oak Koh¹, and Byoung soo Kim³¹Flight Control Law Team, Korea Aerospace Industries, Ltd.²Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development³School of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University

Abstract

A certain level of stability margin airworthiness criteria should be met to secure robustness against uncertainties between the real plant and the model in a flight control system design. The U.S. Department of Defense (DoD) specification of MIL-F-9490D and airworthiness certification standard of MIL-HDBK-516B uses gain and phase margin criteria of flight control system. However, the same stability margin criteria is applied at all development phases without considering the design maturity of each development phase of the aircraft. Ultimately, a problem arises when the aircraft operation envelope is excessively restricted. This paper proposes the relation of handling qualities and stability margin, and presents re-established stability margin criteria as a development phases and verification methods. The results of the research study are considered to contribute to the verification of the stability margin criteria more flexibly and effectively by applying the method to not only the currently manned developing aircrafts but also the unmanned vehicle to be developed in the future.

초 록

실제와 모델간의 다양한 불확실성(uncertainties)에 대한 항공기의 강건성 확보를 위해 비행제어시스템은 일정 수준 이상의 안정성 여유(stability margin) 감항기준을 만족할 수 있도록 설계되어야 한다. 미 국방 규격인 MIL-F-9490D와 감항인증 규격인 MIL-HDBK-516B에는 비행제어시스템이 만족해야 하는 이득 여유(gain margin)와 위상여유(phase margin) 기준을 제시하고 있다. 그러나 항공기의 개발 단계별 설계 성숙도를 고려하지 않고 전 개발단계에서 동일한 안정성 여유 기준이 적용되면서, 궁극적으로는 항공기 운용영역이 과도하게 제한되는 문제가 발생한다. 본 논문에서는 조종성과 안정성 여유의 관계를 제시하고 개발 단계와 입증 방법에 따라 안정성 여유 기준을 재정립하는 방안을 제시한다. 연구의 결과는 현재 개발되고 있는 항공기뿐만 아니라 향후에 전개될 무인 비행체 개발 시에 적용하여 보다 유연하고 효과적인 방법으로 안정성 여유 기준을 입증하는데 기여하리라 판단한다.

Key Words : 비행제어시스템 (flight control system), 안정성 여유(stability margin), 감항인증 기준 (airworthiness certification criteria), 재정립(re-establish)

1. 서 론

비행제어시스템은 대상항공기의 데이터베이스를 기

반으로 한 수학적 모델(mathematical model)과 비행제어시스템의 입·출력에 관여하는 항공기의 주요 구성품(major components)의 모델링을 기반으로 설계된다[1]. 항공기의 데이터베이스는 공력(aerodynamic), 중량(mass), 추진(propulsion) 및 힌지모멘트(hinge

Received: Jan. 08, 2021 Revised: Dec. 03, 2021 Accepted: Dec. 13, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-55-851-2899, E-mail: donghwan.kim@koreaero.com

© The Society for Aerospace System Engineering

moment)로 구성되며 공력과 힌지모멘트는 축소화된 항공기 모델을 이용하여 풍동시험(wind tunnel)으로 산출된다. 비행제어시스템의 입력에 관여하는 주요 구성품은 고도, 속도, 마하수, 받음각 및 옆미끄럼각 등을 측정하는 대기정보센서, 각 축에 대한 각속도와 가속도 등을 제공하는 관성센서로 구성된다. 그리고 출력에 관여하는 주요 구성품으로는 비행제어시스템에서 계산된 조종면 명령을 수행하는 작동기가 있다. 만약, 대상 항공기의 수학적 모델 구축 시에 항공기를 모사하는 수학적 모델이 완전히 결정론적(deterministic)이고 완벽하게 모델링이 되어 있다면, 비행제어법칙 설계를 위한 개루프 보상(open-loop compensation) 혹은 폐루프 보상(closed-loop compensation) 둘 중에 어느 하나는 설계자가 바라는 전체 설계를 성취할 수 있도록 활용될 수 있다. 그러나 현실에서는 결정론과 완벽한 모델링의 가정은 사실상 유지될 수 없다. 이러한 가정이 유지되지 않을 때, 다양한 불확실성 인자로 케환 제어시스템은 안정성(stability), 민감도(sensitivity), 왜란 감쇄 능력 등의 불확실성이 증가한다[2]. 따라서 제어시스템은 비행시험 전 단계에서는 예측된 다양한 모델링의 불확실성에 대해 강건성(robustness)을 확보하기 위해 안정성 여유(stability margin) 기준을 만족해야 한다.

일반적으로 폐루프 제어시스템의 안정성 여유의 충족 여부를 확인하기 위해서 전체시스템의 안정성 여유 해석을 수행하거나 예측된 주요 변수의 변화에 대해 민감도 해석(sensitivity analysis)을 수행하여 불확실성에 대한 제어시스템의 강건성을 입증한다. 비행제어시스템의 안정성 여유는 이득여유(gain margin)와 위상여유(phase margin)로 구성되며 MIL-F-9490D[3]과 MIL-HDBK-516B[4]에 제시되어 있다. 여기서, 전비행영역에서 비행제어시스템의 안정성 여유는 이득여유 $\pm 6\text{dB}$ 와 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상을 추천하고 있다. 그러나 아음속에서 초음속까지의 넓은 비행영역을 운용해야 하는 전투기를 전비행영역에서 안정성 여유 기준을 모두 만족시키는 것은 상당히 어렵다. 현재, 운용되고 지속적으로 성능 개량을 하고 있는 F-16은 비행제어시스템의 안정성 여유를 이득여유 $\pm 6\text{dB}$ 와 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상을 목표로 하고 있으나, 일부 임계 비행영역에서는 완화된 기준을 적용하고 있다. 그리고 이

러한 사항을 비행교범에 기술하여 항공기의 운용을 허용하고 있다[5]. 그리고 유럽의 대표적인 항공기인 EF-2000은 공력과 대기정보 시스템의 허용오차를 고려하지 않은 상태에서 이득여유 $+6\text{dB}$ 이상, 위상여유 $+20^\circ$ 이상과 이득여유 -2dB 이하를 제어시스템 설계 기준으로 적용한 것으로 알려져 있다[6]. 그리고 MIL-F-9490D [3]에서는 개발자와 감항인증(airworthiness certification) 당국을 포함한 계약자와의 협의를 통해 개발 과정에서 발생할 수 있는 안정성 및 제어 미계수(stability and control derivatives)를 정량화하고 민감도 해석을 수행하여 비행제어시스템의 안정성 여유 기준을 이득여유 $\pm 3\text{dB}$ 와 위상여유 $\pm 22.5^\circ$ 까지 완화할 수 있음을 명시하고 있다.

본 논문에서는 미국방 규격과 감항인증 규격에 제시되어 있는 안정성 여유 감항 기준을 면밀히 분석하고 비행성과 안정성 여유와의 관계를 제시하여 개발 단계와 입증 방법에 따라 감항 기준을 재정립 방안을 제안한다. 연구의 결과는 현재 개발되고 있는 항공기뿐만 아니라, 향후에 전개될 무인 비행체 개발 시에 적용하여 보다 유연하고 효과적인 방법으로 안정성 여유 기준을 입증하는데 기여하리라 판단한다.

2. 모델 기반 비행제어시스템 개발

2.1 개발 과정

현대의 항공기는 수학적 모델링을 기반으로 제어시스템을 설계하고 검증하는 모델기반 설계(Model-Based Design, MBD) 프로세스를 보편적으로 적용하고 있다. Fig. 1은 F-35[7] 전투기의 모델기반 제어법칙 설계 절차를 보여준다. 수학적 모델은 풍동시험으로 획득한 공력(aerodynamic), 엔진(engine), 구동기(actuators), 센서(sensors), 대기 자료(airdata) 및 제어법칙 모델링으로 구성된다. 이러한 모델을 기반으로 비행성과 안정성 여유와 같은 설계 목표에 부합하는 제어이득을 산출하고 해석 및 시뮬레이션을 통해 설계된 비행제어시스템을 검증한다. 그리고 비행시험 이전에 실시간 평가 환경인 조종성 시뮬레이터(Handling Quality Simulator, HQS)에서 조종사가 참여하여 조종성과 비행성을 평가한다. 그리고 구조연동시험(Structural Coupling Test, SCT) 등 지상시험을

통해 관련 요구도의 만족을 입증한다. 마지막으로, 비행시험으로 다양한 시험 기동을 통해 비행성 등의 요구도를 최종 입증한다. 개발 과정에서 볼 수 있듯이, 모델기반 설계는 다양한 모델링의 불확실성에 상당한 영향을 받는다. 이러한 불확실성 인자는 비행시험 및 운용단계에서 비행성은 물론 항공기의 안정성에 영향

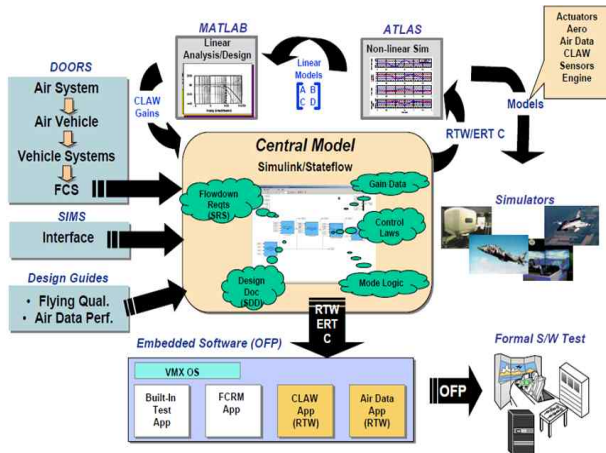


Fig.1 Model-based control system design process[5]을 준다. 따라서 각종 규격서[3,4]에는 비행제어시스템은 다양한 불확실성에 대해 비행안전을 보장하기 위해 안정성 여유를 가져야 함을 제시하고 있다.

2.2 모델 불확실성 항목 및 정량화

Table 1은 주요 불확실성 변수와 정량화의 기본원칙(ground rules)을 나타낸다[8]. 불확실성 변수는 항공기의 안정성과 비행성에 영향을 미치는 변수와 비행제어법칙 설계에 주요하게 고려했던 수학적 모델링 항목을 고려하여 선정한다. 그리고 유사 항공기 개발사업으로 부터 획득한 경험을 기반으로 한 예측치, 규격서 및 시험을 통해 산출된 데이터를 종합적으로 고려하여 불확실성 변수를 정량화한다.

본 절에서는 안정성에 영향을 미치는 주요 불확실성 변수의 선정과 정량화에 대한 기본 원칙에 대해 기술하며, 양산 후에 항공기 운용으로 인한 노후화, 마모 등에 대한 불확실성은 변수로 다루지 않는다.

2.2.1 공기역학적 특성

항공기에 작용하는 주요 공기역학적 특성은 각 축에 작용하는 힘(force)과 모멘트(moment)로 대표할 수 있다. 일반적으로 각 축에 작용하는 힘과 모멘트는 전

체 궤환 제어시스템의 관점에서 볼 때, 센서(sensor)와 구동기(actuator)의 동특성에 대한 불확실성을 포함한다[9]. 세로축에 주요한 안정미계수는 수직력(z-axis force)과 피칭모멘트(pitching moment)가 있으며, 가로-방향축으로는 측력(side force), 롤링모멘트(rolling moment)와 요잉모멘트(yawing moment)가 있다. MIL-HDBK-516B에서는 민감도 해석을 위한 주요 안정미계수의 불확실성의 양을 25%로 추천하고 있다. 그러나 안정미계수의 불확실성의 정도는 유사 항공기 개발 사업에서 얻은 경험치와 실제 시험 데이터를 기반으로 산출하여 개발사업의 단계에 따라 달리 적용해야 한다. 예를 들어, 초도비행(initial flight)을 수행하기 전의 체계개발 단계에서는 유사사업에서 얻은 풍동시험 정확도의 경험치를 기반으로 불확실성의 범위를 선정해야 한다. 일반적으로 풍동시험을 기반으로 한 모델링의 오차 발생 요인은 모델과 실제 항공기의 차이, 레이놀즈수(Reynold's number)의 효과, 시스템의 간섭(inference) 및 장애(blockage) 효과 등으로 인해 발생하며, 일반적으로 20° 이하의 받음각 영역에서는 20% 이내이며, 고받음각(High AoA)으로 갈수록 오차가 증가하여 실속에서는 예측이 불가하다고 알려져 있다. T-50 체계개발사업에서는 F-16 개발 사업에서 획득한 풍동시험의 정확도에 대한 경험치를 적용하여 20° 이하의 받음각에서 최대 ±20%의 안정미계수 불확실성 양에 대해 민감도 해석을 수행한 바 있다[16]. 그리고 체계개발사업 기간에는 비행운영역에서 영역확장(envelope expansion) 비행시험을 통해 공력 데이터베이스를 지속적으로 업데이트하여 불확실성을 개선한다. 따라서 대부분의 비행영역에서 모델의 정확도가 검증되었으므로 양산사업이나 성능개량사업에서 주요 안정미계수의 불확실성 범위를 상당부분 감소시켜 민감도 해석을 수행하는 것이 바람직하다.

일반적으로 비행제어법칙 설계는 항공기의 특정 무게중심을 기준으로 설계한다. 따라서 비행제어시스템은 외부무장 장착(external store loading), 무장 발사(firing) 및 연료 소비(fuel consumption)에 따른 무게중심의 이동으로 인한 항공기 안정성을 확보하여야 한다. X축 무게중심(XCG)은 외부무장, 연료소비 및 착륙 장치의 위치에 따라 변화하며 정적여유(static margin)에 직접적으로 연관을 갖는 요인으로 항공기의 세로축

Table 1 Model uncertainties variables and quantification ground rules

Uncertainties	Variables	Dominant Variables	Ground rules	
			Variables Selection	Variables Quantization
Aerodynamic Characteristics	Aerodynamic Forces	Side Force	<ul style="list-style-type: none"> The dominant aerodynamic characteristics of the aircraft are force and moment on each axis representatively. As the key stability derivatives, Z-axis force and pitch moment on longitudinal axis, side force, rolling and yawing moment on lateral-directional axis 	<ul style="list-style-type: none"> This applies for 25% sensitivity changes in key stability derivatives one and two at time (MIL-HDBK-516B) The significant uncertainties were found between the wind-tunnel test data used as aerodynamic estimates and the data extracted from flight test
		Z-Axis Force		
	Aerodynamic Moments	Pitching Moment		
		Rolling Moment		
		Yawing Moment		
	Center of Gravity(CG)	XCG		
YCG		<ul style="list-style-type: none"> The YCG is generally near zero unless some sort of asymmetric loading condition exists Typically, normal firing sequences result in asymmetric configuration, but abnormal firing sequences(one- missile step over) or a hung store at one side can result in even larger asymmetric configuration. 	<ul style="list-style-type: none"> The YCG uncertainties (ft-lbs) considering representative of a worst case asymmetry consisting of hung stores 	
Air-Data	Altitude Speed (or MACH number)	Static Pressure Error	<ul style="list-style-type: none"> The control gain scheduling is function of MACH number and altitude. Therefore, air-data uncertainties affect to aircraft stability directly. 	<ul style="list-style-type: none"> The large air-data uncertainties(%) are considered only at early flight test and prior to final calibration of the air data system. These conservative calibration error assumptions are probably kept until a better calibration accuracy is established After calibration is complete in FSD, uncertainties can be reduced.
Control Law Processing Effect	Time Delay	Longitudinal	<ul style="list-style-type: none"> Computational delay refers to the Flight Control Computer(FLCC) transport delay defined as the delay from computer's update input to actuator command output. These uncertainties affect to phase margin for the overall aircraft system 	<ul style="list-style-type: none"> The uncertainties of computational delay(msec) is estimated considering FLCC processing time and its asynchronous operation.
		Lat-Dir		

안정성에 영향을 미친다[17]. 이러한 XCG의 변화량은 무장의 장착 및 연료 소비를 고려하여 최대 전·후방(forward and after) 무게중심의 범위를 산출할 수 있다. Y축 무게중심(YCG)은 항공기의 무장발사로 변화하며 가로축 안정성과 연관을 갖는 변수이다. 대부분의 항공기의 플랜트는 충분한 가로축 안정성을 보유하고 있으므로 YCG의 변화는 가로축 안정성에 많은 영향을 미치지 않는다. 이러한 YCG의 변화량은 최대로 무거운 무장 장착 및 비정상적으로 무장을 발사할 경우에 한쪽 날개에 장착되어 있는 비대칭무장을 고려하여 무게중심을 산출할 수 있으며 변화량은 힘의 단위로 나타낸다.

2.2.2 대기정보

디지털 비행제어시스템을 채택하는 항공기는 동체 외부에 센서를 장착하여 항공기의 고도, 속도, 마하수 및 받음각을 획득한다. 센서에서 측정된 전압력(total pressure)과 정압력(static pressure)은 센서의 장착 위치를 고려한 대기정보 보정표(calibration table)를 이용하여 보정된 후, 비행제어시스템에 제공되어 고도, 속도, 마하수 및 받음각이 계산된다. 계산된 고도, 마하수, 속도 및 받음각은 각각의 비행조건에서 최적화된 제어이득을 결정하고 스케줄링 하는데 사용된다. 하지만, 공기정보 보정에 불확실성이 증가하면 잘못된 제어이득이 선택되어 항공기 안정성에 직접적으로 영향을 미친다. 일반적으로 공기정보에 대한 불확실성 모델을 정압력의 보정인자(calibration factor)의 오차를 고려한다[10]. 체계개발사업에서 대기정보 보정을 위한 비행시험을 수행하기 전 단계에서는 보수적인 오차 기준을 적용하여 제어시스템을 평가해야 한다. T-50 체계개발 시에 초도비행 전에 적용했던 보정인자의 불확실성은 보수적으로 $\pm 20\%$ 를 적용한 바 있다[8,10]. 그러나 비행시험을 통해 보정이 완료된 단계에서는 비행시험 데이터를 기반으로 하여 불확실성을 정량화 한 후에 적용하는 것이 바람직하다.

2.2.3 비행제어시스템 처리 효과

일반적으로 전체시스템의 계산지연(computational time delay)은 비행제어컴퓨터의 입력에서 조종면 구동기가 반응하는 출력 사이의 비행제어컴퓨터 운반지

연(transport delay)으로 정의할 수 있다. 이러한 시스템의 계산지연은 전체시스템의 위상여유에 영향을 미쳐 조종사 유도기수진동(Pilot-Induced Oscillation, PIO)을 발생시킨다. T-50 비행제어컴퓨터는 64Hz로 계산되는데 계산지연에 대한 불확실성은 비행제어컴퓨터의 처리시간(processing time)과 비동기적인 운용상황 등을 고려하여 정량화 한다. T-50 체계개발사업에서는 최대 4msec까지 민감도 해석을 수행한 바 있다[6,9].

3. 비행제어시스템 강건성 평가

3.1 안정성 여유

대상항공기의 수학적 모델을 기반으로 설계된 비행제어시스템은 실제 항공기와 모델간의 불확실성에 대한 강건성을 확보하기 위해 일정수준 이상의 안정성 여유 기준을 충족해야 한다. 안정성 여유는 개루프 제어시스템(open-loop control system)의 불확실성에 대해 폐루프 제어시스템(closed-loop control system)이 안정한 정도를 나타내는 지표로 보데선도(bode plot)와 나이퀴스트 선도(nyquist plot)등의 방법으로 나타낼 수 있으며 Fig 2는 보데선도 방법을 이용한 이득 및 위상여유를 나타낸다[10]. 이득여유는 위상교차주파수(phase crossover frequency, ω_{pc})에서 폐루프 제어시스템이 불안정하게 될 때까지 개루프 제어이득(control gain)을 얼마나 증가시킬 수 있는지에 대한 지표이다. 일반적으로 6dB의 이득여유는 개루프 제어이득을 2배로 증가시키면 폐루프 제어시스템이 불안정하기 직전에 있다는 의미로 지속적인 진동현상(limited oscillation)을 나타낸다. 위상여유는 이득교차주파수(gain crossover frequency, ω_{gc})에서 폐루프 제어시스템이 불안정하게 될 때까지의 개루프 위상각의 여유가 얼마나 있는가를 나타내는 지표로 폐루프 제어시스템에서 허용할 수 있는 시간지연(time delay)의 양을 나타낸다. 위상여유는 폐루프 제어시스템에서 위상을 더해주고 이득에는 영향을 주지 않는 또 하나의 지연인자로 표현 할 수 있다. 또 다른 표현으로 제어시스템의 위상여유와 이득여유는 임계점(critical point)에 대한 극좌표선도(polar plot)의 근접도(proximity)를 나타낸다. 따라서 이 여유들은 전체시스

템 구성요소의 불확실성에 대처한 설계의 강건성을 평가하는 기준을 나타내며 개발된 시스템의 안정성은 두 가지 모두를 고려하여 평가하여야 한다. 그리고 안정성 여유는 비행제어법칙 설계/해석 단계에서부터 고려해야 하며 안정성 여유를 해석적으로 평가 시에는 플랜트와 센서의 수학적 모델뿐만 아니라 디지털 비행제

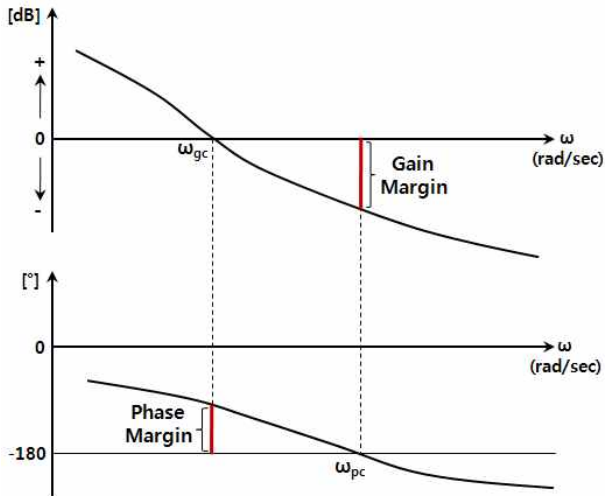


Fig.2 Definition of Gain and phase margin

어시스템과 관련된 샘플링율(sampling rate), 구조연동 필터(structural coupling filter) 및 지연(lag) 효과 등을 고려하여야 한다.

일반적으로 설계대상이 되는 플랜트가 안정(stable)한 경우에는 양(+)의 이득 및 위상여유가 존재하지만 플랜트가 정적으로 불안정(unstable)한 경우에는 음(-)의 이득 및 위상여유가 추가적으로 존재한다. 항공기의 경우, 양의 이득여유는 위상교차주파수가 상대적으로 고주파수 대역에 있으며 플랜트가 불안정해지기까지 항공기 시스템의 폐루프 이득(closed-loop gain)을 얼마만큼 증가(increase)시킬 수 있는가에 대한 지표를 나타낸다. 그리고 동안정성 확보를 위해 제어시스템에 의존하는 불안정한 플랜트에서 존재하는 음의 이득여유는 위상교차주파수가 상대적으로 저주파수 대역에 있으며 전체시스템이 불안정해지기까지 비행제어시스템 내의 제어이득을 얼마만큼 감소(decrease)시킬 수 있는가에 대한 지표를 나타낸다. 일반적으로 플랜트가 안정한 시스템인 경우에는 제어이득의 감소는 전체시스템의 안정성에 영향을 미치지 않으며 음(-)의 이득과 위상여유가 나타나지 않는다[12]. 그리고 양과 음의 위상여유는 전체시스템의 불안정성이 발생하기

전에 추가할 수 있는 뒤짐(lag)과 앞섬(lead)의 양을 나타낸다.

3.2 민감도 해석

Figure 3은 민감도 해석의 정의 및 개념을 나타낸다. 민감도 해석은 시스템의 출력에 나타나는 불확실성이 시스템으로 입력되어 전체시스템이 불확실성에 대하여 얼마나 민감하게 반응하는지를 알아보는 연구이다. 이러한 접근 방식은 항공기뿐만 아니라, 다양한 산업분야에서 폭넓게 적용되고 있다. 이와 유사한 방법의 불확실성 해석(uncertain analysis)은 시스템의 불확실성에 대한 정량화(quantization)와 확산(propagation)에 초점을 둔 연구로 항공업계에서는 민감도 해석의 범주에 포함하고 있다. 현대의 항공기는 최적의 안정성과 비행성을 확보하기 위해 모델기반의 비행제어법칙 설계를 보편화하고 있으므로 실제 항공기 플랜트와 주요구성품을 모사하는 수학적 모델링의 정확도는 굉장히 중요하다. 그러나 현실적으로 모델링을 실제와 정확하게 일치시키는 것은 불가능하다. 따라서 비행제어시스템은 모델의 불확실성에 대해 어느 정도 기준 이상의 안정성 여유를 확보해야 한다. 비행제어시스템의 불확실성에 영향을 미치는 주요 인자로 간략하게 정의된 비선형성, 고차동역학(high-order dynamics), 항공기

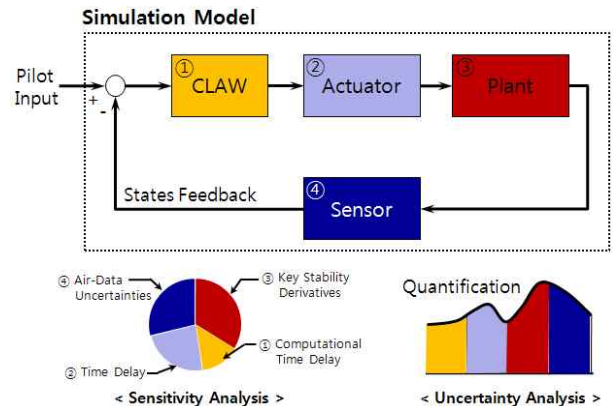


Fig. 3 Definition of sensitivity analysis

운용으로 인해 발생하는 주요 구성품의 노후화(aging)와 마모(wear)로 인한 동역학 특성 변화(dynamic characteristics variation), 구성품의 제조허용오차(manufacturing tolerance) 및 구성품의 교정

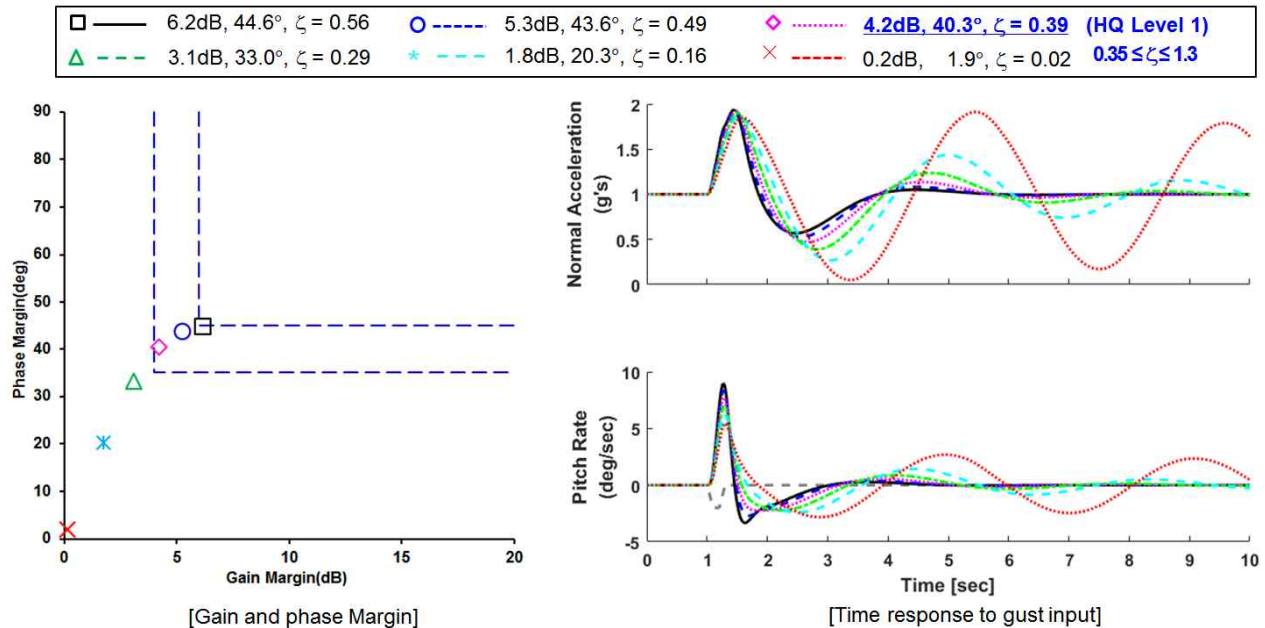


Fig. 4 Relation of stability margin and flying qualities

(calibration), 장착(installation), 조정(adjustment)으로 인한 정비(maintenance) 오차 등으로 구분할 수 있다[3]. 따라서 비행제어시스템은 주요 불확실성에 대해 민감도 해석을 통해 시스템의 강건성을 평가해야 있다.

3.3 안정성 여유와 비행성 관계

안정성[13]은 정안정성과 동안정성으로 구분되며, 여기서 동안정성은 평형상태를 벗어난 상태에서 어느 정도 시간이 경과한 후에 다시 평형상태로 되돌아오는 경향성을 정의한다. 비행성은 비행임무 수행을 위한 조종사의 명령에 대해 항공기가 얼마나 쉽게, 예측 가능하게, 효과적으로 반응하는지를 나타내는 척도이다[13]. 그리고 안정성 여유는 항공기와 모델링 간의 불확실성에 대해 비행 안전을 확보하기 위함이다.

Franklin[14]는 0.35 정도의 감쇄비 특성은 2차 등가시스템에서 위상여유 35°로 해석할 수 있음을 언급한 바 있다. 여기서, 감쇄비는 MIL-STD-1797A[15]에서 0.35에서 1.3의 범위를 비행성 수준 1로 정의하고 있다. Fig. 4는 안정성 여유와 비행성과의 관계를 나타낸다. 제어시스템의 이득여유가 6.2dB, 위상여유가 44.6°인 경우에는 감쇄비는 0.56으로 1 오버슈트 이내의 시간 응답 특성을 보인다. 이득여유가 4.2dB,

위상여유가 40.3° (Gain Multiplier=0.8) 까지 감쇄비가 0.39로 비행성 수준 1을 만족하며 피치각속도의 응답 특성은 1 오버슈트 정도로 항공기는 곧바로 안정화된다. 그러나 이득여유가 3.1dB, 위상여유가 33.0° (Gain Multiplier=0.7) 경우에는 감쇄비가 0.29로 항공기 응답이 안정화되는데 다소 긴 시간이 소요된다. 그리고 Gain Multiplier를 0.5로 했을 때, 제어시스템의 이득여유가 0.2dB, 위상여유가 1.9°로 주기적인 진동 발생으로 항공기는 안정화되지 않는다.

안정성 여유는 불확실성에 대한 항공기의 안전 보장을 위한 기준으로 감항인증 기준서에 제시하고 있는 이득여유 ± 6 dB, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 기준에 대비하여 어느 정도 감소가 되더라도 비행성에 미치는 영향이 작다. 이러한 특성을 고려하면, 허용할 수 있는 안정성 여유의 감소량은 정할 수 없으나 비행성 또는 조종성 수준이 저하되지 않는 범위 내에서 개발자는 감항당국을 포함한 계약자와의 협의를 통해 안정성 여유 기준을 조정할 수 있다. 4장에서는 안정성 여유 관련 규격서를 분석하였으며, 개발 단계와 입증 방법에 따라 계약자와의 협의를 통해 안정성 여유를 재정의할 수 있는 방안에 대해 논하고자 한다.

4. 감항인증 기준 분석

Table 2 Specification of stability margin

Specification	MIL-HDBK-516B	JSSG-2008	MIL-F-9490D
Recommended Requirements	Gain Margin \geq 6db, Phase Margin \geq 45deg		
Alternatively	CHR 4 or better	The section of 3.1.3.6.2 sensitivity analysis in MIL-F-9490D The stability requirements established through this sensitivity analysis shall not be less than 50 percent of the magnitude and phase requirements	
Sensitivity Variables Items	1. Aerodynamic Characteristics	<ul style="list-style-type: none"> Poorly Defined Nonlinear and Higher Order Dynamics Aerodynamic characteristics, Aeroelastic effects, Structural modes Variation in Dynamic Characteristic Manufacturing tolerances, Aging, Wear, Maintenance, Noncritical materiel failures 	<ul style="list-style-type: none"> Math Modeling and Data Error Variation in Dynamic Characteristics Environment conditions, Manufacturing Tolerances, Aging, Wear, Noncritical Material Failures, Off-nominal power failures
	2. Air-data		<ul style="list-style-type: none"> Maintenance Induced Error Calibration, Installation, Adjustment
	3. Control Law	3. Control Law Processing Effect Sampling rates, Digital system delay, I/O filters, Digital filter implementation	
Method to Define Variation	Key stability derivatives are varied by 25%	1. Anticipated or allowed by component or subsystem specification 2. The range of variation to be considered should be based on a selected probability of exceedance for each type of variation (Criticality of the Flight Control Function)	

군용항공기의 감항인증은 비행안전성 확보를 위한 정부의 인증 제도로서 FA-50의 경우에는 대한민국 감항당국에서는 미 국방부 감항인증 기준서인 MIL-HDBK-516C(6장은 MIL-HDBK-516B)를 기반으로 하여 기종별 감항인증기준(Tailored Airworthiness Certification Criteria, TACC)을 적용하고 있다[16]. MIL-HDBK-516B의 6장에는 비행제어시스템을 포함한 전체 항공기 시스템이 보유해야 하는 안정성 여유에 대한 기준을 제시하고 있으며 이와 관련하여 미 국방성 자료인 JSSG(Joint Service Specification Guide)-2008과 미 군사규격서인 MIL-F-9490D에 안정성 여유가 정의되어 있다. Table 2는 안정성 여유에 대한 추천 기준과 민감도 해석을 통해 기준을 새롭게 정의하도록 하는 대안적인 방법(alternative method)을 보여준다. 안정성 여유 기준은 항공기 시스템뿐만 아니라 산업현장에서 개발되는 대부분의 시스템에 공통적으로 적용하고 있으며 일반적으로 학계 및 산업계에서는 6dB 이상의 이득여유

와 30°에서 60° 이상의 위상여유 기준을 적용하고 있다. 비행제어시스템 개발과정에서 적용하는 규격서인 MIL-F-9490D와 감항인증 기준서인 MIL-HDBK-516B에서는 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상을 만족할 것으로 추천하고 있다. 그러나 안정성 여유 기준은 시스템의 구성품과 서브시스템 규격, 비행제어 기능의 치명성을 기초한 초과 확률(probability of exceedance)을 기반으로 한 민감도 해석(sensitivity analysis)을 통해 계약자/감항인증 당국과의 협의를 통해 재정의할 수 있다고 기술하고 있다[3]. 이러한 대안적인 방법으로 재정의된 안정성 여유 기준은 규격서에서 추천하고 있는 안정성 요구도 기준의 50% 수준(이득여유 $\pm 3\text{dB}$, 위상여유 $\pm 22.5^\circ$) 이상이면 된다고 MIL-F-9490D에서 언급하고 있다.

5. 안정성 여유 검증 방법 및 기준 재정립

대부분의 항공기 개발 사업에서는 제어시스템의 안정성 여유 기준은 비행시험 전 단계에서 해석적인 방

Table 3 Re-established criteria and verification methods of stability margin

Development Stage		~ CDR	~ FFRR	~ Flight Test	End of EMD
Stability Margin	Recommended	Gain Margin (GM) $\geq \pm 6\text{db}$, Phase Margin (PM) $\geq \pm 45^\circ$			
	Alternatively	The section of 3.1.3.6.2 sensitivity analysis in MIL-F-9490D The stability requirements established through this sensitivity analysis shall not be less than 50 percent of the magnitude and phase requirements			
Design Maturity		Design maturity improves as design progresses			HQ Level 1
Uncertainties		Poorly Defined Nonlinear and Higher Order Dynamics (Aerodynamic characteristics, Aeroelastic effects, Structural modes)		None	
		Control Law Processing Effect (Sampling rates, Digital system delay, I/O filters, Digital filter implementation)		None	
		Variation in Dynamic Characteristics (Environment conditions, Manufacturing Tolerances, Aging, Wear, Noncritical Material Failures, Off-nominal power failures)			
		Maintenance Induced Error (Calibration, Installation, Adjustment)			
Evaluation Method		Analysis		In-Flight Stability Evaluation (in case of not compliance in analysis)	N/A
Proposed Criteria of Airworthiness Certification		Compliance : GM $\geq \pm 6\text{db}$ PM $\geq \pm 45^\circ$		Compliance : GM $\geq \pm 3\text{db}$ PM $\geq \pm 22.5^\circ$ in flight test evaluation Or sensitivity analysis	Compliance, if GM $\geq \pm 6\text{db}$ & PM $\geq \pm 45^\circ$ in analysis or GM $\geq \pm 3\text{db}$ & PM $\geq \pm 22.5^\circ$ in flight test or sensitivity analysis
		If not compliance (GM $\leq \pm 6\text{db}$, PM $\leq \pm 45^\circ$)			

법으로 입증한다. 하지만, 근래에 들어서는 X-38과 같은 무인 전투기에서 비행 중에 실시간으로 안정성 여유를 계산하고 기준 충족을 입증한 바 있다[17]. 그리고 FA-50 추가 무장 사업에서는 일부 비행영역에서 비행시험을 통해 안정성 여유를 입증한 바 있다.

앞서 언급한 바와 같이, 안정성 여유는 항공기 모델의 불확실성에 대처하여 항공기의 안전을 확보하기 위한 여유다. 따라서 초도 비행시험을 수행하지 않은 단계에서는 모델 불확실성을 고려하여 해석적으로 안정성 여유 기준의 만족 여부를 입증한다. 그리고 비행시험이 종료된 양산 단계에서는 생산 오차, 마모 등의 운용상에서 발생할 수 있는 불확실성과 센서 등의 장착, 교정 등의 유지보수에서 발생할 수 있는 불확실성을 제외한 대부분의 모델 불확실성이 설계 개선을 통해 개선되어 모델링의 정확도가 상당히 향상된다. 비행시험에서 안정성 여유를 입증할 수 있다면 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상의 기준은 상당히 보수적

기준일 수 있다. 왜냐하면, 비행시험에서는 부정확하게 모델링된 항공기의 비선형 특성, 비행제어컴퓨터 계산 시간지연 등의 주요한 불확실성 인자가 대부분 배제된 상태이기 때문이다. 따라서 개발단계와 입증 방법을 감안하면 감항 기준서에서 제시하고 있는 안정성 여유인 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 는 상당히 보수적 기준이다. 이러한 점을 고려하여 MIL-F-9490D에서는 개발자는 감항인증 당국을 포함한 계약자와의 협의를 통해 제어시스템에 영향을 미치는 주요 변수의 불확실성에 대한 민감도 해석으로 안정성 여유를 50% 까지 감소시킬 수 있다고 언급하고 있다. 이는 비행시험으로 항공기 모델에 대한 불확실성이 해소된 경우에는 안정성 여유 요구도를 완화할 수 있음을 의미한다. 즉, 모델의 불확실성이 상당 부분 해소되었거나 모델의 불확실성이 없는 비행시험 단계에서 안정성 여유를 입증하는 경우에는 50% 이상의 범위 내에서 감항기준을 완화할 수 있다.

항공기 개발 시에 개발 단계에 따라 안정성 여유 입증 방법을 구체화하여 다음과 같이 기준을 다르게 적용할 수 있으며, Table 3은 안정성 여유 재정립 방안을 보여준다. 첫째, 비행시험 전 단계에서는 모델링의 불확실성이 많으므로 해석적으로 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상의 기준을 적용한다. 단, 본 기준을 불만족하는 비행영역에 대해서는 비행영역 확장의 관점에서 50% 이상의 안정성 여유가 확보되고 운용제한을 함으로써 비행시험을 지속적으로 진행할 수 있다. 둘째, 비행시험을 통해 항공기 모델 성숙도가 향상되어 모델 불확실성이 대부분 해소된 경우에는 완화된 요구도를 안정성 여유 해석 결과에 적용할 수 있다. 이는 비행시험 단계에서 항공기 모델에 대한 검증이 완료되고 불확실성이 정량화된 상태에서 민감도 해석(sensitivity analysis)을 통해 안정성 여유를 입증할 수 있다. 마지막으로, 해석적으로 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 를 불만족하는 비행영역에 대해서는 비행시험을 통해 안정성 여유를 입증할 수 있는 경우에는 요구도 충족 기준은 이득여유 $\pm 3\text{dB}$, 위상여유 $\pm 22.5^\circ$ 이상으로 조종성 수준 1을 충족하는 범위 내에서 안정성 여유 요구도를 입증할 수 있다. 결론적으로, 조종성 수준 1을 만족하는 전제로 초도 비행시험 전 단계에서는 해석적으로 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상을 만족하거나, 항공기 모델의 불확실성이 해소되고 정량화된 경우에는 비행시험 또는 민감도 해석으로 이득여유 $\pm 3\text{dB}$, 위상여유 $\pm 22.5^\circ$ 이상을 만족하는 경우에는 감항기준을 충족하는 것으로 감항인증 기준을 재정립할 수 있다.

6. 결 론

항공기의 비행 안전 보장을 위해 불확실성에 대처한 제어시스템의 안정성 여유의 확보는 필수적이다. 이득여유와 위상여유로 정의되는 안정성 여유는 MIL-F-9490D, MIL-HDBK-516B 및 JSSG-2008에 제시되어 있다. 위의 문서에는 공통적으로 이득여유 $\pm 6\text{dB}$, 위상여유 $\pm 45^\circ$ 이상을 안정성 여유를 만족할 것으로 추천하고 있다. 그리고 MIL-F-9490D에는 주요 변수의 불확실성을 정량화하고 민감도 해석을 수행하여 개발자와 감항당국과의 협의를 통해 안정성 여유

요구도의 50%까지 완화시킬 수 있음을 언급하고 있다. 본 논문에서는 안정성 여유 감항인증 기준을 분석하고 안정성 여유와 비행성 수준의 관계를 제시하였다. 그리고 조종성이 수준 1을 만족하는 상태에서 항공기 개발 단계에 따른 모델 불확실성과 입증 방법에 따라 안정성 여유 감항기준을 재정립할 수 있음을 제안하였다. 안정성 여유 감항기준의 재정립은 개발자와 감항인증 당국과의 협의를 통해 공감대를 형성하고 지속적으로 논의해야 하는 사항이다. 본 연구의 결과는 항공기의 비행 안전을 확보한 상태에서 조종성과 항공기의 성능을 더욱 더 향상시키는데 기여하리라 판단한다.

참고문헌

- [1] C. S. Kim, "Flight Control System Design and Verification Process", *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 14, No. 8, August 2008
- [2] JOSE B. CRUZ, JR., JAMES S. FREUDENBERG, DOUGLAS P. LOOZE, "A Relationship Between Sensitivity and Stability of Multivariable Feedback Systems", *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. AC-26, No. 1, February 1981.
- [3] "Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for," MIL-STD-9490, June., 1975.
- [4] "ASC/EN Airworthiness Certification Criteria Expanded Version of MIL-HDBK-516B," 26 Sep., 2005.
- [5] Flight Manual F-16 C/D Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 May 2003.
- [6] Nikolaus Moritz and Robert Osterhuber, "Three-Stage Gradient-Based Optimization Scheme in Design of Feedback Gains within Eurofighter Primary Control Laws", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 21-24 August 2006, Keystone, Colorado
- [7] David W. Nixon, "Flight Control Law Development for the F-35 Joint Strike Fighter", *Lockheed Martin*

Aeronautics, 5 October, 2004

- [8] "T-50 Control Law Flying Qualities Sensitivity Studys," DSR 02-0441, 21 February, 2002.
- [9] "Vehicle Control and Management System(VCMS)," JSSG-2008, 30 October, 1998.
- [10] 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," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 33, No. 11, 2005, pp.80 ~ 87.
- [11] C. Lee, J. H. Seo, H. B. Ham, I. J. Cho and H. S. Woon, "Throughput Improvement and Power-Interruption Consideration of Fly-By-Wire Flight Control Computer," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 35, No. 10, 2007.
- [12] Katsuhiko Ogata, "Modern Control Engineering"
- [13] Kim Byeong-soo et al. "Flight Dynamics and Control", Gyeongmun Publishers, 2016.
- [14] Franklin, G.F., Powell, J.D., Emami-Naeini, A., "Feedback Control of Dynamic Systems. Addison-Wesley Publishing Company, 1986.
- [15] "Military Standard - Flying Qualities of Piloted Aircraft", MIL-STD-1797A, Jan, 1990.
- [16] Military Aircraft Airworthiness Certification Business Regulations [No. 214], Defense Acquisition Program Administration, 2013.03.19.
- [17] John T. Bosworth and Susan J. Stachowiak, "Real-Time Stability Margin Measurements for X-38 Robustness Analysis", *NASA Dryden Flight Research Center Edwards*, California, February 2005