

군용항공기 비행성 분야의 효율적인 감항인증 입증방법에 대한 고찰

강명수^{1,†} · 김중섭¹ · 고기옥¹ · 임상수² · 김병수³

¹한국항공우주산업(주) 비행제어법칙팀

²국방과학연구소 항공기술연구원

³경상대학교 항공우주및소프트웨어공학부

A Study on the Efficient Compliance Method for Airworthiness Certification in the field of Flying Qualities of Military Aircraft

Myungsoo Kang^{1,†}, Chong-sup Kim¹, GiOk Koh¹, Sang-soo Lim² and Byoung soo Kim³

¹Flight Control Law Team, Korea Aerospace Industries, Ltd.

²Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development

³School of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University

Abstract

Airworthiness certification is critical, in ensuring the flight safety of military aircraft for development tests and production operations. The MIL-HDBK-516C, latest airworthiness certification document, handles the field of flying qualities in Chapter 6 (flight technology), and refers to specific chapters of MIL-STD-1797B, which is the specification document for developing military aircraft. Since the MIL-STD-1797B released in 2006 by the U.S. Department of Defense is not disclosed to other countries, the Chapter 6 (flight technology) of MIL-HDBK-516B Expanded, the former certification standards pursuant to flying qualities, has to be applied to military aircraft being developed in the Republic of Korea. However the requirements of Chapter 6 of MIL-HDBK-516B Expanded comprise unclear sentences, because of contents from various development specifications. Also, clarification is needed in that the same requirements have to be verified in different criteria. In this paper, the results of this study present an effective verification method, for acquiring the airworthiness certification in field of flying qualities based on MIL-HDBK-516B Expanded.

초 록

군용항공기의 개발시험과 양산 운용에서의 비행안전을 보장하기 위해 감항성 확보는 매우 중요하다. 비행성 분야의 기준은 최신 감항인증기준인 MIL-HDBK-516C의 6장(비행기술)에서 다루고 있으며, 이 기준의 표준은 군용항공기 비행성 개발규격인 MIL-STD-1797B의 특정 장절을 인용하고 있다. 그러나 2006년에 미 국방부에서 발표된 MIL-STD-1797B는 국내에 공개되지 않았기 때문에, 국내에서 개발되는 군용항공기의 비행성 분야는 이전 기준인 MIL-HDBK-516B Expanded의 6장(비행기술)을 적용한다. MIL-HDBK-516B Expanded내 비행성 기준들의 표준은 각종 개발규격서에서 발췌하여 불명확한 부분이 존재하고, 동일한 내용을 여러 기준들에서 입증해야 하는 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 MIL-HDBK-516B Expanded의 비행성 기준들을 입증 내용에 따라 분류하고 입증 방안을 제시함으로써, 감항인증 확보를 위한 효과적인 입증방법을 제시하였다.

Key Words : Airworthiness Certification(감항인증), Safety of Flight(비행안전), Flying Qualities(비행성), Method of Compliance(적합성 검증방법), Flight Technology(비행기술)

1. 서 론

군용항공기의 개발에 있어 수요자가 요구하는 비행성(flying qualities)과 비행성능(flight performance) 뿐만 아니라, 비행안전(flight safety)이 무엇보다 중요하다. 1990년대까지만 하더라도 비행안전에 대한 관점

은 주로 탑승객을 운송하는 민간항공기를 중심으로 강조됐지만 2000년대에 들어서 항공기 개발의 선진국인 미국에서 모든 군용항공기에 감항인증 적용을 의무화하였으며 국가 및 군의 특성에 맞게 제도를 구축하여 운영하고 있다. 이러한 추세를 고려하여 군용항공기의 개발 시에 민간규격과는 별도로 수립된 군용 감항인증 기준을 적용하고 있으며, 우리나라도 국제적인 추세에 따라 군용항공기 비행안전성을 보장하기 위해 미 감항기준을 적용하고 있다.

국내에서 성공적으로 개발된 KT-1 및 T/FA-50 초음속 전투기의 수출이 성사되면서 항공기 감항인증 기준은 항공기 개발사업에 필수 불가결한 분야로 자리를 잡게 되었다[1]. 그동안 국내에서는 수요 군이 제시하는 요구도에 따라 항공기를 개발하고 양산하였으나, 항공기 수출을 고려하게 되면서 전 세계 국가의 요청에 의한 감항인증 충족이 필수적으로 요구된다. 이에 부응하기 위해 국내에서는 2009년에 군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률 및 동법 시행령/시행규칙이 제정되면서 군용항공기에 감항인증기준의 적용을 의무화하게 되었다.

경찰, 세관용 항공기를 포함하는 군용항공기는 군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률에 따라 방위사업청 주관으로 인증을 받게 된다. 군용항공기의 감항인증은 항공기가 비행안전에 적합하게 설계되었는지를 검증하는 형식인증(type certification)과 설계대로 제작되었음을 검증하는 생산확인으로 이루어진다. 따라서 감항인증기준은 형식인증기준과 함께 항공기 개발 단계에서부터 적용하는 것이 합리적이다. 항공기 개발이 완료된 후에 감항인증을 적용한다면 일부 기술적인 개선을 위해 항공기 설계 전반을 수정해야 할 상황이 발생할 수도 있다. 따라서 형식인증과 동시에 감항인증기준을 항공기 개발단계부터 고려함으로써 개발 일정 및 비용을 단축할 수 있다.

현재 우리나라에서 개발되는 군용항공기의 표준감항인증기준은 2021년 4월 29일 고시된 “방위사업청고시제2021-1호”를 따른다. 본 기준은 최신의 미 감항인증기준인 MIL-HDBK-516C[2]를 바탕으로 작성되어 있다. 6장 비행기술(flight technology) 분야는 비행성에 관한 군 최신 규격문서인 MIL-STD-1797B[3]의 세부 장절번호를 언급하는 수준으로 구성되어 있다.

하지만 미 국방부의 배포 통제를 이유로 국내에서는 그 내용을 확인할 수 없다. 따라서 우리나라의 군용항공기 표준감항인증기준의 비행기술(flight technology) 분야는 이전의 미 감항인증기준인 MIL-HDBK-516B Expanded[4] 6장 내용을 적용하고 있다. 여기서 항공기에 기종별 감항인증기준(Tailored Airworthiness Certification Criteria)을 확정하게 된다. 그러나 MIL-HDBK-516B Expanded 6장의 표준(standard)은 기준들 간의 내용 중복이 상당히 많고, MIL-STD-1797A, JSSG-2001/2008 등 각종 규격서의 세부 내용을 발췌하여 작성되어 있으므로 비행안전 기준으로서 내용이 명확하지 않다.

본 논문에서는 MIL-HDBK-516B Expanded 문서를 기반으로 감항성이 입증되는 최신 전투기급 군용항공기의 비행성 분야에 대한 감항성 인증을 위한 효율적인 방법을 제시하였다. 이를 위해, MIL-HDBK-516B Expanded 6.1장에서 비행성과 관련된 기준들의 내용을 분석하여 대표적인 항목으로 분류하고 항목별로 입증방법을 제시하였다. 그리고 대표적인 항목별 인증을 위해 필요한 해석, 시뮬레이션 및 시험절차를 수립함으로써 기종별로 인증에 소요되는 노력을 효과적으로 감소시킬 것으로 예상된다.

2. 군용항공기 개발규격 및 감항인증기준

2.1 문서 변천사

Figure 1은 1903년 라이트 형제의 첫 비행을 시작으로 군용 고정익 및 회전익 비행체의 비행성과 관련된 개발규격과 감항인증기준 문서를 보여준다[5]. 최초의 개발규격서는 1954년에 발표된 육, 해, 공 3군 통합규격인 MIL-F-8785B(ASG)[6]이다. 본 문서에는 항공기의 조종특성에 대한 요구도는 정교하게 기술되어 있지만, 모드 전환에 대한 응답의 제한범위가 비교적 단순히 기술되어 있다. 1950년대 말에서 1960년 초에 고정익 군용항공기의 개발규격서 측면에서 중요한 변혁이 발생하게 되는데 대표적으로 단주기(short-period) 모드 감쇠비 및 주파수, 장주기(phugoid) 모드 감쇠비, 롤(roll) 모드 시상수(time constant) 및 스파이럴 안정성(spiral stability) 등과 같은 주파수 영역의 요구도가 고려되고 대기 교란

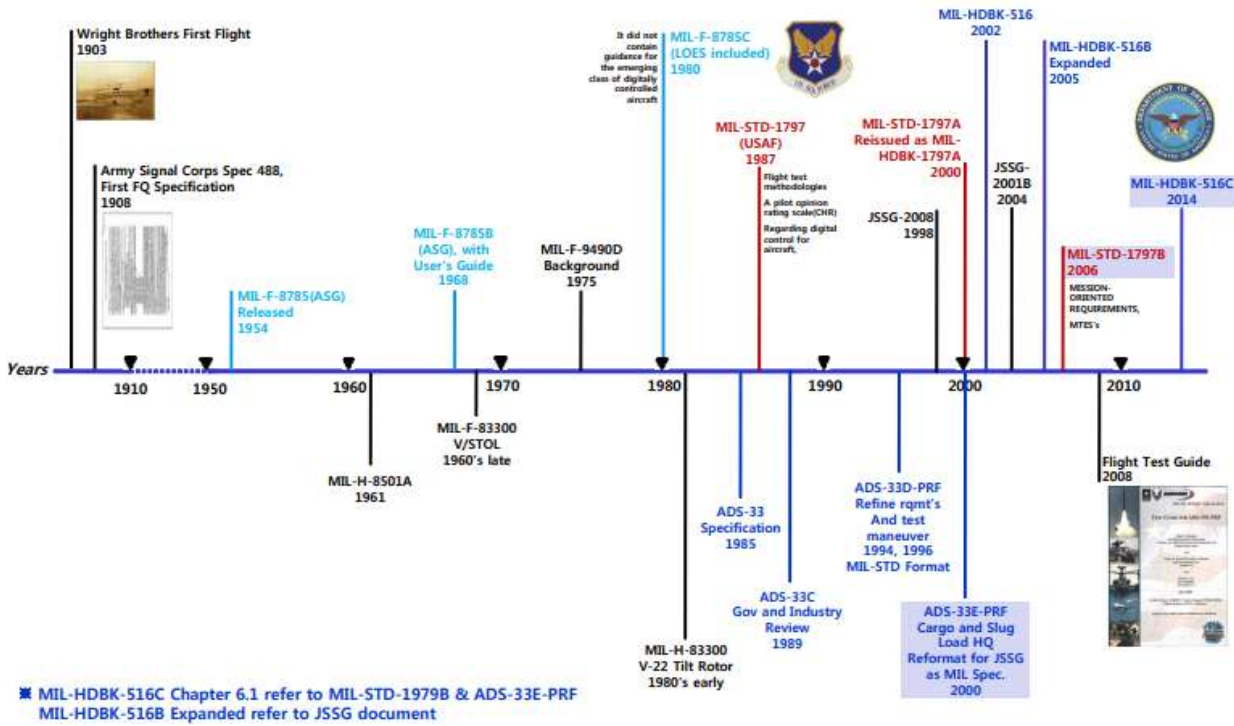


Fig. 1 A timeline of development specification and airworthiness certification for the fixed-wing aircraft[5]

(atmospheric disturbance)에 대한 중요성이 인식되기 시작한다. 또한, MIL-F-8785A는 현재에도 항공기 세로축 제어법칙에 적용하는 중요한 변수인 조종예측파라미터(Control Anticipation Parameter, CAP)를 제시하고 있다. 1969년에는 MIL-F-8785B(ASG) 문서의 BIUG(Background Information and User Guide), 1980년에는 개정된 MIL-F-8785C가 발표된다[7]. 이어서 1990년대에 3군 통합 개발규격인 MIL-STD-1797A[8], 2000년도에는 합동 군 규격 지침서인 JSSG (Joint Service Specification Guide)-2001[9]이 발표된다. 본 규격서에는 설계자와 계약자 간의 협의를 통해 적합한 규격을 정할 수 있도록 충분한 해설과 함께 추천안을 제공한다. 그리고 현재의 최신 개발규격서인 MIL-STD-1797B가 2006년에 발표되는데, 본 문서에는 비행단계(flight phase)가 아닌 임무과제요소(Mission-Task-Elements, MTE)를 기초로 하여 임무 지향적인 요구도로 기존의 규격서를 재구성한다. 감항인증기준 문서는 2002년에 MIL-HDBK-516[10]을 시작으로 2004년에는 MIL-HDBK-516A[11], 2005년에는 MIL-HDBK-516B Expanded, 2014년에는 MIL-HDBK-516C가 발표된다. 그러나 최신 감항

인증 기준 문서인 MIL-HDBK-516C의 6장 비행기술 분야는 MIL-STD-1797B의 장절을 감항기준에 직접 인용하여 감항인증기준과 개발규격을 일치시켰다. 이러한 과정은 군용항공기 개발단계에서부터 감항인증을 고려했기 때문에 개발 후 감항인증을 위해 들이는 노력을 줄여 항공기 개발의 효율성을 향상하는 효과가 있다. 앞서 언급한 개발규격서나 감항인증기준 문서는 우리나라에서 대부분 확보하고 있으나, MIL-STD-1797B는 미국 자국의 기술 보호 정책으로 우리나라에는 공개된 바가 없다.

Table 1 Comparison between Airworthiness Certification Documents

	516B	516B Expanded	516C
작성 기관	미 국방성	미 공군	미 국방성
특징	감항기준 명시 - 참고문서 목록	감항기준 명시 상세표준 기술 참고문서 목록	감항기준 명시 상세표준 기술 ^[주1] 참고문서 목록

[주1] MIL-STD-1797B 장절 번호 및 장절 명 인용

2.2 감항 인증 기준 문서 비교

Table 1에서 보는 바와 같이, MIL-HDBK-516B Expanded와 MIL-HDBK-516C는 표준의 기술 방법에 있어 뚜렷한 차이가 있다. MIL-HDBK-516B는 감항인증기준을 기술하고 DoD와 군사규격 문서의 해당 장절만을 포괄적으로 제시한다. 하지만 상세표준(standard)을 제시하지 않으므로 사용자가 참고문서를

기반으로 상세표준을 마련하여야만 한다.

Table 2는 세로축 제어에 대한 등가저차시스템(Low-Order Equivalent System, LOES) 응답 기준을 감항인증문서별로 보여주고 있다. MIL-HDBK-516C의 경우에는 MIL-STD-1797B의 장절 번호와 명을 인용하는 반면에 MIL-HDBK-516B Expanded는 MIL-STD-1797A 문서의 일부 개발규격을 직접 인용

Table 2 Comparison for Longitudinal LOES Dynamics Criterion as a Airworthiness Certifications

	Section	Title/Criterion	Standard	MOC	Ref. Doc
MIL-HDBK-516B	6.1.3.3.a	Verify that the design exhibits safe vehicle flying characteristics for:	a. Classical, safe, second-order response in pitch	N/A	N/A
MIL-HDBK-516B Expanded	6.1.3.3.1	Classical, safe, second-order response in pitch	The longitudinal vehicle response dynamics, including flight control system nonlinearities and higher-order dynamics or aerodynamic nonlinearities, matched to an equivalent classical 2nd order system. The phugoid and short period are generally separated by at least a factor of 10, which is adequate to consider them separately for static stability. This assumption breaks down at low and near-zero values of static stability such as for conventional aircraft with extreme aft center of gravity locations and on most STOL configurations. Another case is transonic “tuck”, which occurs when a nose-down pitching moment with increasing Mach number causes the phugoid poles to split into two real roots, which may become large. Nonlinearities or higher-order dynamics that exist do not result in Level 2 flying qualities or any dangerous characteristics. Adequacy of the response match between equivalent and actual aircraft, or alternative criteria, agreed upon by the contractor and the procuring activity.	Verification is by manned and unmanned simulation, analysis and test	N/A
MIL-HDBK-516C	6.1.6.1.1	Verify that longitudinal lower-order equivalent system dynamics are safe	The air vehicle meets the standards within the following MIL-STD-1797 paragraphs: a. 5.2.2.1.1 Longitudinal lower-order equivalent system dynamics (see figure 22 for guidance). b. 5.2.2.1.1.1 Phugoid dynamics (see table XXVI for guidance). c. 5.2.2.1.1.2 Short-period dynamics (see table XXVII and figures 28 through 31 for guidance).	Verification methods include analysis, test, demonstration, simulation, and inspection of process, requirements, design, test, and configuration documentation	N/A

※ LOES : Low-Order Equivalent System, MOC : Method of Compliance

하고 있다. T/FA-50 항공기 개발에서는 MIL-HDBK-516B를 이용한 자체적인 감항 인증 기준을 사용하였다. 미 공군에서는 기종별 감항인증기준 (Tailored Airworthiness Certification Criteria, TACC)과 상세표준을 제시한 개조 감항인증기준 (Modification Airworthiness Certification Criteria, MACC) 문서인 MIL-HDBK-516B Expanded를 2005년 9월에 개발했고 5년 후인 2010년 10월에 공개하였다. 이어서 2014년에 최신 감항인증기준 문서인 MIL-HDBK-516C가 발표 되었는데 6장 비행기술은 MIL-STD-1797B의 세부 장절을 직접 참조하여 표준을 제시한다. 이와 같이 감항인증기준과 개발규격을 일치시킴으로써 항공기 개발 초기 단계에서부터 항공기 성능뿐만 아니라 항공기 안전 요소인 형식인증을 함께 고려할 수 있도록 하였다.

2.3. 감항인증기준 적용의 제한사항

우리나라에서는 미공개문서인 MIL-STD-1797B를 확보할 수 없으므로 비행성 분야의 감항인증기준은 MIL-HDBK-516C에서 MIL-HDBK-516B Expanded의 기준으로 대체하고 있다. 군용항공기에 감항인증 적용하기 위해서는 몇 가지 어려움 또는 제한사항이 있다.

첫째, MIL-HDBK-516B Expanded의 표준들은 MIL-STD-1797A뿐만 아니라 각종 규격서의 세부 내용까지 발췌하여 인용했기 때문에 표현의 차이는 있지만 내용의 중복이 많다.

둘째, MIL-HDBK-516B Expanded의 비행기술분야의 동일한 내용을 여러 기준들에서 입증을 요구하고 있기 때문에 기준별로 입증을 하기 위한 해석, 시뮬레이션 및 시험의 절차를 수립하는 접근은 효율성이 낮아지는 단점이 있다.

셋째, 개발단계에 있는 항공기의 초도비행을 고려한 감항인증의 목적은 비행안전(Safety of Flight, SOF)을 확인하는 데에 있다. 초도비행 이후에도 점진적으로 이루어지는 비행제어시스템 개발 및 개선이 계획되어 있음에도 불구하고, MIL-HDBK-516B Expanded에서 기준 충족여부를 초도비행 전부터 안전기준이 아닌 성능기준으로 보는 데에는 무리가 있을 수 있다.

따라서 개발단계에서의 감항인증은 비행 안전에 밀

접한 기준에 대하여 인증을 득해야 하며, 정량적 기준을 만족하지 못하더라도 비행 안전에 문제가 없다면 비행시험을 수행할 수 있다. 예를 들어, MIL-STD-1797A에는 비행성 수준을 정의하고 있는데, CHR (Cooper-Harper Rating) #7까지는 비행 안전이 보장됨을 명시하고 있다.

3. 비행성 분야 감항성 입증방법

본 절에서는 MIL-HDBK-516B Expanded 문서의 6장에서 비행성과 관련된 항목의 감항성 입증을 위한 효율적인 방안을 제시하고 있다.

본 연구에서 제시하는 효율적 입증 방안은 다음과 같다. 비행성 분야 감항인증 기준들을 분석 한 결과를 통해 비행성 수준이 구분되는 기준인 대기상태와 비행영역 각각에 대한 정의를 수행하고, 기준들 간 중복으로 요구되는 입증 내용을 고려해서 카테고리화 한다. 끝으로 분류된 카테고리별로 적합성 검증방법에 맞게 입증 절차를 수립하여 구체적인 입증계획을 마련한다.

3.1 대기상태 정의

항공기는 운용 중에 측풍(crosswind), 돌풍 등으로 인한 교란(disturbance)과 같은 상태에서도 안전한 비행이 가능해야 한다. Table 3은 JSSG-2001 및 MIL-STD-1797A에 정의된 대기 상태(atmosphere states)를 보여준다. 대기 상태는 약간(light), 적당(moderate) 및 심각(severe) 단계로 구분된다. 대기상태는 조용은 일정한 측풍이 0 knots에서 10 knots, 교란은 T1, 적당은 측풍이 11 knots 에서 30 knots, 심각은 측풍이 31 knots에서 45 knots, 교란은 T3

Table 3 Definition of Atmosphere States

	Crosswind ^[주1] (knots)	Disturbance	Remark
Clam to Light	0-10	T1 (Light)	Common Atmosphere
Light to Moderate	11-30	T2 (Moderate)	Disturbance ^[주2]
Moderate to Severe	31-45	T3 (Severe)	

[주1] 측풍은 착륙접근 상태인 고도 2000ft 이하에서 적용 [MIL-STD-1797A, Table 6.6.6-I]

[주2] 대상 항공기 측풍 착륙 요구도 내에서 감항 인증 기준 수립

수준으로 추천하고 있다. 여기서 교란의 수준은 MIL-STD-1797A에 정의된 기준을 따른다. 그리고 측풍은 고도 2000ft 이하에서만 적용하며 일반적으로 개발되는 항공기는 수요자가 요구하는 측풍착륙(crosswind landing) 능력에 대한 요구도로 감항인증 기준을 선정한다.

3.2. 비행성 수준 정의

Table 4에서 보는 바와 같이 비행성 수준은 대기 상태와 항공기 상태에 따라 다르게 적용된다. 일반적인 대기 상태에서의 비행성은 운용비행영역 내에서는 수준 1, 실용비행영역 내에서는 수준 2이며, 대기교란 상태에서는 정성적 비행성 수준은 각각 수준 2와 3으로 1단계 저하를 허용한다. 여기서, 정량적 비행성 수준은 주파수 영역 선형해석으로 만족 여부가 입증되지만 본 해석 방법으로는 대기 교란 상태를 해석에 포함하는 것은 어렵다. 따라서 대기교란 상태에서의 비행성은 실시간 시뮬레이터를 활용한 조종사 평가를 통해

만족 여부를 입증한다. 항공기 구성품 또는 서브 시스템의 결함으로 인하여 비행성이 저하될 수 있는 확률을 기반으로 운용비행영역 내에서 이러한 확률이 10^{-2} 미만의 경우에는 결함 상태 I (Failure state I), 10^{-4} 미만의 경우에는 결함 상태 II로 구분한다. 예를 들어, 대상 항공기의 비행제어시스템, 센서, 구동기 등의 다중화 수준이 상당히 높아서 결함확률로 인한 비행성 저하 확률이 10^{-4} 이하라면 결함 상태 II를 적용한다.

3.3. 입증 내용에 따른 감항인증기준 분류

MIL-HDBK-516B Expanded 문서의 6장은 MIL-STD-1797A, JSSG-2001/2008 등의 규격서 세부 장절을 감항 인증 표준으로 인용하고 있다. 따라서 각 장절에는 동일한 감항인증 기준이 인용되는 사례가 많다. 그리고 결함 등의 정의에 있어서 채널의 결함인지 하드웨어 자체의 결함인지 여부가 명확하지 않은 부분이 있다. 따라서 6장의 비행성 분야 중, 입증 방식이 유사한 기준들을 그룹화 함으로써 더욱 효율적으로

Table 4 Definition of Flying Quality Level depend on the States of the Aircraft

			Aircraft States			
			Normal States ^[주1]		Failure States	
			OFE	SFE	I ^[주3]	II ^[주4]
Atmos. States	Light to Calm	Quantitative	Level 1	Level 2	Level 2	Level 3
		Qualitative	Satisfactory	Acceptable	Acceptable	Acceptable
	Moderate to Light	Quantitative	Level 1	Level 2	Level 2	Level 3
		Qualitative	Acceptable ^[주1]	Controllable	Acceptable	Controllable
	Severe to Moderate	Quantitative	N/A	N/A	N/A	N/A
		Qualitative	Controllable ^[주1]	Recoverable ^[주2]	Controllable ^[주4]	Recoverable ^[주5]
	Test Stages		Initial AW	Type Certification	All	

[주1] 정성적 비행성 기준은 다음과 같음 - 만족(satisfactory) : 수준 1, 수용 가능(acceptable) : 수준 2, 제어 가능(controllable) : 수준 3

[주2] 대기교란 상황을 벗어나기 위해 충분히 긴 시간 동안 제어할 수 있음.

[주3] For flight in the Operational Flight Envelope: Probability of encountering degraded Levels of flying qualities due to failure(s) < 10^{-2} per flight

[주4] For flight in the Operational Flight Envelope: Probability of encountering degraded Levels of flying qualities due to failure(s) < 10^{-4} per flight, and For flight in the Service Flight Envelope: Probability of encountering degraded Levels of flying qualities due to failure(s) < 10^{-2} per flight

[주5] Control can be maintained long enough to fly out of the disturbance. All Flight Phases can be terminated safely, and a waveoff or go-around can be accomplished.

Table 5 Categories of Representative Flying Qualities Criteria of Section 6.1 in MIL-HDBK-516B Expanded

Categories	Related 6.1 Section
Trim System Capability	6.1.1.1.6, 6.1.1.1.7, 6.1.1.1.10
Prevent Over-Rotation	6.1.1.1.4, 6.1.1.1.6
Transient Response	6.1.2.1, 6.1.2.2, 6.1.1.1.9, 6.1.3.2.5
Flying Qualities	6.1.3.2, 6.1.1.1.12, 6.1.3.3.1, 6.1.3.3.2, 6.1.3.10, 6.1.6.1, 6.1.5.1
PIO/LCO	6.1.3.5, 6.1.3.3.3, 6.1.3.2.5
Stability Margin	6.1.3.5.1, 6.1.3.10, 6.2.4.7, 6.2.2.18, 6.2.2.23
Hinge Moment	6.1.3.8, 6.1.1.1.6, 6.1.3.4, 6.1.3.9.6, 6.2.2.5
Effect of FLCS Limiter	6.1.3.5, 6.1.1.1.10
Failure	6.1.5.6, 6.1.5.7, 6.1.5.8, 6.1.5.9, 6.1.5.10, 6.1.6.2, 6.1.1.1.10
Flight Test Plan, FTCC/AEOL	6.1.6.3, 6.1.6.4
Test Environment	6.1.8

감항성을 입증할 수 있다. MIL-HDBK-516B Expanded 6.1장 비행기술에서 비행성과 관련된 장절은 분석하면 Table 5와 같이 11개의 항목으로 구분할 수 있다.

3.4. 분류항목별 입증 방법

3.4.1. 트림시스템 능력

항공기는 비대칭 무장 운용 시에 조종사의 조종 부담 감소를 위한 트림시스템을 제공한다. 감항인증에서는 트림시스템으로 항공기를 수평비행으로 유지할 수 있는 충분한 능력, 조종사가 트림시스템을 운용함에 따른 적절한 작동률, 트림시스템의 고장에도 안전한 비행 등을 요구하고 있다. Table 6은 감항인증을 고려한 트림시스템의 설계와 입증방법을 보여준다.

감항기준을 입증하기 위해 전투기급 항공기의 트림시스템 설계에는 다음과 같은 사항들이 고려되어 있다. 첫째, 별도의 장치가 아닌 주 조종면을 이용하여 트림시스템을 설계하므로 공력하중으로 인해 트림시스템의 실속(공력하중으로 인해 원하는 조종면 위치로 구동하지 못하는 현상)은 발생하지 않게 설계해야 한

Table 6 Compliance Method of Trim System Capability

MOC	Compliance Method
I	① Use primary control surface
	② Limited trim authority within half of control stick)
	③ Implement integrator control concept
A	④ Auto pitch trim centering on the ground operation
	⑤ Manual trim disconnect
	⑥ Redundant trim control system
GT	① Trim plot to maintain level flight on asym. loading
	② Evaluate of control stick authority for various maneuvers with initial trim conditions · Dive & Recovery with SB, LG transient
	③ Evaluate of oversensitivity, precision and authority for using of trim system for various maneuvers · Pilot comment sheet · Landing, dive, level acceleration/deceleration
	④ Evaluate of flight safety and controllability with mis-trim condition for maneuvers · Take-off and abort · Maximum right 360° roll for left-side sustain turn.

다. 둘째, 트림명령은 조종간 최대 명령 대비 대략 50% 이내의 권한으로 설계하여 트림 고착 등과 같은 결함 상황 시 조종간으로 충분한 비행안전을 보장하도록 한다. 셋째, 적분기를 트림시스템 설계에 적용함으로써 기동 중에도 초기 트림명령을 유지해야 한다. 넷째, 항공기 이탈 방지를 위한 비행제어 제한기를 트림시스템이 영향을 주지 않도록 설계되어야 한다. 다섯째, 트림시스템의 결함으로 인한 비행 안전 보장을 위해서 다중으로 트림시스템을 설계하며, 조종사의 선택으로 트림을 강제적으로 해제할 수 있어야 한다. 마지막으로 지상에서 이륙 활주 시에 잘못된 트림 사용으로 인한 비행 안전을 보장하기 위해 특정 속도 이상에서 피치축 트림을 “zero” 화 하는 설계를 적용한다.

해석과 조종사 평가를 통한 입증방법은 다음과 같다. 첫째, 트림 해석으로 조종사가 조종간을 사용하지 않으면서 트림시스템만의 사용으로 수평비행을 유지할 수 있는지 평가한다. 둘째, 초기 트림명령을 유지하며 다양한 기동 시에 조종사의 조종 부담을 과도하게 증가시키지 않고 적당한 크기의 조종간 명령으로 기동할 수 있는지에 대해 평가한다. 셋째, 기동 중의 트림시스템 사용이 비행제어 제한기를 훼손하여 항공기를 이탈시키지 않음을 입증하기 위해 항공기 좌/우 연료의 비대칭을 고려한 형상에서 이탈 저항성 시험을 수행하여

이탈에 진입하지 않음을 입증한다. 마지막으로, 잘못된 트림 사용으로 이륙과 최대 기동 시에 항공기를 안전하게 제어할 수 있는지 평가한다. 예를 들어, 오른쪽에 무장에 장착된 비대칭 형상에서 오른쪽으로 최대 롤/요 트림을 사용하고 이륙 평가를 수행하여 이륙 시의 항공기 제어 가능 여부를 평가한다.

3.4.2. 이륙 시 충분한 피치 조종력

항공기는 이륙 시에 과도한 기수 들림을 방지할 수 있는 피치 조종력이 있어야 한다. 비행 전인 개발단계에 있는 항공기는 초도비행 전에 풍동시험으로 획득한 데이터베이스를 기반으로 비행제어법칙을 설계하고 동특성을 예측한다. 하지만 실제 비행에서는 다양한 설계요소에서의 불확실성이 존재하기 때문에, 이륙 시의 과도한 기수 들림은 항공기 안전에 상당한 영향을 미칠 수 있다. 따라서 이륙 시 과도 기수 들림 시에 이를 방지할 수 있는 충분한 피치 제어력이 있음을 입증하는 것은 중요하다. Table 7은 이륙 시의 기수 들림 방지를 위한 설계와 입증방법을 보여준다. 일반적으로 고기동을 수행하는 전투기는 피치 기동 시에 빠른 각속도 응답을 확보하기 위해 앞먹임(feed-forward) 제어를 설계한다. 조종사 명령을 더욱 적극적으로 활용하는 설계의 효과로 이륙 회전 초기에 과도 기수들림이 발생 할 수 있지만, 반대로 충분히 기수들림을 방지할 수 있는 역할 하기도 한다. 감항기준에서 요구하는 과도 기수 들림에 대한 방지 능력의 입증은 해석으로 보이기 어려우므로 HQS(Handling Quality Simulator)환경에서 조종사 평가를 통해 이루어진다. 결정된 이륙 회전 속도보다 낮은 속도에서부터 최대 기수 들기 조종간 명령을 지속해서 입력하는 기동(Nose Gear Unstick 이륙)으로 이륙 회전 시에 과도 기수 들림을 인위적으로 만들어 낼 수 있다. 이러한 기동으로 과도 기수 들림이 발생하더라도 조종간 조작으로 충분히 방지할 수 있는지에 대한 평가 결과를 통해 관련 감항기준들을 입증할 수 있다. 또한 일반적인 이륙상황보다 과도한 피치 들림이 있는 상황에서도 다른 기준에서 요구하는 양손조작을 요구하는 상황이 없음을 동일한 평가결과로 한번에 입증 할 수 있다.

Table 7 Compliance Method of Over-Rotation Prevention

MOC	Compliance Method
I	① Feed-forward in longitudinal axis to enhance the initial pitch angular acceleration
GT	① Evaluate the handling qualities for following maneuvers · NGU (Nose Gear Unstick) MIL pwr. take-off at fwd. and aft Xcg position

3.4.3 과도기 응답

비행 중의 형상 변경, 비행제어 모드 전환 및 결함 발생 시에 고장 난 구성품의 신호 격리, 재형상 제어로의 전환 시에 발생하는 과도기 응답(transient response)은 비행안전을 훼손하면 안 된다.

이러한 영향으로 과도기 응답을 최소화하기 위한 비행제어측면에서 고려하는 설계는 Table 8에서 보여주고 있다. 첫째, 착륙장치 사용에 따른 형상 변경에 대한 과도기 응답을 최소화하기 위해 형상이 변경되는 시간 동안 Transient-Free Switch를 설계한다. 둘째, 조종면 명령 단에 구동기 제한기와 SRL(Software Rate Limiter)을 설계하여 갑작스러운 조종면 명령 변화로 인한 과도기 응답을 방지한다. 셋째, 제어이득의 급격한 변화를 방지하기 위해 마하수, 고도, 등의 상태에 따라 제어이득을 스케줄링한다. 마지막으로, 다중 신호를 사용하는 경우에는 결함이 발생한 구성품의 신호를 감지하고 격리한다. 예를 들어, 다중 신호 간에 결함 격리의 기준인 Trip level의 결정은 1000시간당 1번 이하의 False Alarm 기준을 만족할 수 있도록 설계한다.

모드 전환, 형상 변경 및 결함 발생 시의 과도기 응답의 입증방법은 다음과 같다. 첫째, CAT과 자동비행모드의 전환, 착륙장치 및 공중급유 도어 열림에 따른 형상 변경에 따른 과도기 응답 특성을 입증한다. 그리고 고도, 마하수 및 받음각에 따라 스케줄링 되는 LEF(Leading Edge Flap), TEF(Trailing Edge Flap) 및 제어이득의 변화에 따른 과도기 응답은 급격한 속도와 고도 변화를 동반하는 급강하, SDT (Slow Down Turn), WUT(Wind Up Turn) 등의 기동으로 비행성에 영향이 없음을 입증한다. 이때, 조종 입력이 없는 CAT 전환과 착륙장치의 변경은 2초 이내의 과

Table 8 Compliance Method of Transient Response

MOC	Compliance Method
I	① Transient-free switch design for Landing Gear (L/G) transient ② Rate Limiter design in actuator command path ③ Control gain scheduling in all flight envelope ④ Fault detection and isolation
GT	① Evaluate of transient response for mode change · CAT switch, autopilot ② Evaluate of transient response for configuration change · LG, Aerial refueling door · Rapid deceleration (LEF/TEF scheduling) ③ Verify the unsafe steep gain change · SDT (Slow Down Turn), WUT (Wind Up Turn), Dive ④ Transient for failure components isolation by evaluated Failure Mode and Effects Test (FMET) ⑤ Verify the safe flight and controllable in case of reconfiguration control · Fail injection for max. roll, and offset correction for landing · Handling qualities evaluation for RTB and landing

^[주1]CAT: Category, 무장형상변경에 따른 제어이득 구분

도응답 기준, 조종 입력이 있는 자동조종의 경우에는 5초 이내의 과도응답 기준을 적용한다[7]. 둘째, 다중화 개념을 적용하는 경우에는 고장모드 영향성 시험(Failure, Mode and Effect Test, FMET)으로 결함이 있는 구성품을 격리하는 과정에서 발생하는 과도기 응답을 평가한다. 마지막으로, 기동 중 단일 주 조종면 기능 상실이나 대기정보 기능 상실 경우 과도응답이 안전함을 평가한다. 결함으로 인하여 해당 구성품 전체 기능을 비행제어에 사용하지 못하는 단일 조종면 또는 대기자료장치 결함 시에는 기지 기환을 위한 최소한의 비행안전 보장을 위해 별도의 재형상 제어기법을 설계하는데, 고기동 중이나 착륙 중 Offset Correction 시 결함을 주입하여 조종사가 항공기를 이탈에 진입시키지 않고 제어할 수 있는지와 결함 상태에서 제한된 기동 범위 내에서 안전하게 착륙할 수 있는지를 평가한다. 이때, 기지 귀환 및 착륙 과정에서는 조종성 평가를 받을 수 있다.

3.4.4. 비행성

비행성은 기본적으로 가져야 하는 항공기의 특성으

Table 9 Compliance Method of Flying Qualities

MOC	Compliance Method
I	① SAS (Stability Augmentation System) using multiple feedbacks (on and off-axis) ② CAS (Control Augmentation System) based on mission-oriented response type ③ Implement Inertial Coupling control
A	① LOES (Low-Order Equivalent System) based on frequency-domain linear analysis · Short-period mode damping and frequency · Dutch-roll mode damping and frequency · Spiral stability, roll mode time constant · Minimum coupled roll-spiral oscillation (ie. lateral phugoid in Category B and C) ② Open-loop time response
GT	① Handling Qualities (HQ) evaluation in Handling Qualities Simulator (HQS) · MIL/AB take-off capture · Normal, offset landing, crosswind landing · Smooth/aggressive attitude capture (pitch, roll) · Air-to-air tracking, air-to-ground, formation, aerial refueling (optional in Initial AW)

로 전반적인 임무 수행에 대한 조종사의 조종 부담(pilot workload) 정도를 평가하는 척도이다. 현대의 항공기는 비행성 수준 1을 확보하기 위해 다변수 제어 피드백(multi-variable feedback) 설계를 적용한 제어 법칙을 적용한다. 그리고 임무 지향 기반의 응답유형(mission-oriented response type)을 적용하여 임무에 따라 비행성과 조종성능을 향상한다. 예로써, Category A 임무에는 빠른 항공기 응답의 달성을 위해서 수직 각속도, Category C 임무에는 착륙접근 과정에서 정밀한 기수 제어를 위한 피치각속도 응답유형을 적용한다. 이와 같이, 감항인증기준들에서 요구하는 비행성 수준을 고려한 설계와 입증방법은 Table 9와 같다.

비행성을 판단하는 기준은 정량적 및 정성적 평가방법이 있다. 정량적 평가는 등가저차시스템(Low-Order Equivalent System, LOES)의 주파수 영역 선형해석(linear analysis)로 단주기 모드, 더치롤 모드 감쇠비 및 주파수, 스파이럴 안정성, 롤 모드 시상수 및 롤과 연계된 스파이럴 진동 기준이 있다. 그리고 가진, 계단 명령 등의 조종간 입력에 대한 개루프(open-loop) 응답 평가가 있는데 조종 입력이 제거된 후에 각속도 응

답이 1 오버슈트 이내에 있으면 비행성이 수준 1을 만족한다. 정량적 기준에 기초한 정성적 평가는 실시간 시뮬레이터인 HQS 환경에서 조종사가 탑승하여 폐루프(closed-loop) 기동을 통해 비행성 수준을 평가한다. 이때, 평가에 조종사의 주관적인 인자가 가미될 수 있으므로 2명의 조종사가 같은 시험영역에서 평가하고, 결과가 엇갈리면 추가적인 한 명의 조종사의 평가 결과로 최종적인 비행성 수준을 결정한다. 비행성 평가 기동 방법은 이·착륙, 자세각 포착, 공대공 추적, 공대지 추적, 편대비행 및 공중급유 등이 있다. 그러나 초도 감항성 관점에서는 이·착륙과 자세각 포착 기동만으로 필수적인 비행성 수준을 확보한다.

3.4.4.1. 일반적인 대기 상태에서의 비행성

일반적인 대기 상태는 Table 3에서 제시한 바와 같이 측풍 0knots에서 10knots 이하에 약간의 교란(light turbulence) 상태를 의미한다. 이때, 측풍은 2000ft 이하의 고도에 적용한다. Table 4에서 보는 바와 같이, 이러한 대기 상태에서는 운용비행영역 내에서는 비행성 수준 2, 실용비행영역 내에서는 비행성 수준 2를 만족해야 한다.

3.4.4.2. 대기 교란 상태에서의 비행성

Table 3에서 보는 바와 같이, 대기 교란 상태는 교란 수준에 따라 적당과 심각 단계로 구분하며 측풍은 대상 항공기의 요구도를 고려하여 최대 측풍을 감항인증에 적용한다. 즉, 대상 항공기의 측풍 착륙 능력이 20knots라면 감항에서의 측풍도 20knots로 최대 측풍을 제한할 수 있다. Table 4에서 보는 바와 같이, 이러한 교란 상태에서는 비행성 수준이 저하를 허용하여 운용비행영역에서 적당한 대기 교란 상태에서는 비행성 수준 2, 심각한 상태에서는 비행성 수준 3을 만족해야 한다. 그리고 실용비행영역에서는 적당한 대기 교란에서는 비행성 수준 3, 심각한 상태에서는 비행성이 별도로 정해지지 않고 항공기를 안전하게 대기교란 지역에서 대기가 안정한 지역까지 회복시킬 수 있어야 한다.

3.4.5. 조종사-유도기수진동/제한주기진동

조종사 유도기수진동(Pilot-Induced Oscillation,

Table 10 Compliance Method of PIO/LCO

MOC	Compliance Method
A	① Verify the no exist LCO (Limit Cycle Oscillation) ② Verify the no exist unbounded oscillation (good damping and stability margin) ③ Verify PIO based on most reliable guideline (No requirement) · Equivalent time delay · Gibson phase rate at crossover frequency · Attitude bandwidth
GT	① Handling Qualities (HQ) evaluation in HQS · MIL/AB take-off capture · Normal, offset landing, crosswind landing · Aggressive attitude capture (pitch, roll) · Aerial refueling (optional in Initial AW)

PIO)은 조종사와 항공기가 연계되어 항공기 운동을 증폭시키는 것으로 이러한 특성은 비행안전에 상당한 영향을 미친다. 그리고 조종사의 입력이 없는 진동으로 항공기의 저 감쇠(low damping) 특성으로 진동의 크기가 증가하여 발산하거나, 조종면 유격(freeplay) 등의 원인으로 제한된 크기로 주기적으로 진동하는 LCO(Limit Cycle Oscillation)가 있다.

PIO와 LCO수준을 입증하는 해석/평가는 Table 10과 같이 정리할 수 있다. LCO의 발생조건은 다음 세 가지 조건이 모두 갖춰져야 하는 것으로 알려져 있다. 항공기가 세로축으로 불안정한 비행영역에 있고, 조종면에 작용하는 힌지모멘트가 거의 없는 상태이면서 조종면 유격이 특정 값 이상으로 존재할 때 발생하게 된다. MIL-STD-1797A에는 LCO의 양을 일반적인 비행영역에서는 ±0.05g, 공중수유 영역에서는 ±0.02g 이내의 기준을 제시하고 있는데, 비선형 6자유도 시뮬레이션 환경에 조종면 유격을 모델링하여 정량적 수치의 LCO수준을 초도 감항성을 평가하는 수준에서 입증할 수 있다. 감항기준에서는 추후 비행시험에서 위의 정량적 수치를 만족하지 못하더라도 발생하는 LCO가 조종사의 임무 수행에 방해를 주지 않으면 된다고 명시하고 있기도 하다. 조종 입력이 없는 상태에서 제한되지 않는 크기의 진동은 비행제어시스템이 부족 감쇠 특성인 경우에 발생하므로, 전 영역에서 감쇠 기준을 만족한다면 외란이 가해지더라도 항공기는 1번의 오버슈트 이내에 안정화 된다. 마지막으로, PIO는 입증은 미리 계획된 조종성 평가 기동으로 PIO 등급을 평가

한다[7]. 대표적인 기동으로는 Aggressive Attitude Capture(Pitch/Roll), 이·착륙 등이 있다. 그리고 등가 시간지연, 갑순 위상 변화율 및 자세각 대역폭 등의 해석을 통해 정량적 기준을 참고할 수 있다[7].

3.4.6. 안정성 여유

비행제어시스템은 항공기의 수학적 모델링을 기반으로 설계된다. 하지만 센서, 작동기, 대기정보보정 등 수학적 모델링에는 불확실성이 존재하는데, 이는 비행성 뿐만 아니라 비행안전까지도 영향을 줄 수 있다. 따라서 비행제어시스템은 불확실성에 대처하여 안정성을 보장할 수 있도록 하는 여유를 가져야 한다. 이를 고려하여 SAE94900A 문서에서는 안정성 여유(stability margins) 기준을 제시하고 있다[12]. 안정성 여유는 이득 여유(gain margin)와 위상 여유(phase margin)로 구성되며 항공기 상태, 비행영역에 따라 기준을 달리 적용한다. 예를 들어, 운용비행영역에서 정상상태일 경우에는 이득 여유 ±6dB, 위상 여유 ±45° 이상(절대값 6dB, 45°이상)을 제시하고 있다. 그리고 결합 상태에서는 정량적 기준을 제시하고 있지 않지만, 항공기 개발사례를 고려해 볼 때, 이득 여유 ±4.5dB, 위상 여유 ±25° 이상(절대값 4.5dB, 25°이상)을 적용한 바 있다[13]. 그리고 민감도 해석(sensitivity analysis)을 수행한 결과를 통해 안정성 여유를 현재 기준에서 50% 이상으로 감소시킬 수 있다[14]. 또한 비행제어법칙 제어이득의 최적화 구속조건에 안정성 여유를 포함시켜 개선할 수 있는 방안도 존재한다[15].

안정성 여유의 입증은 Table 11에서 제시한 방법으로 가능하다. 1차 구조진동 주파수 이하에서의 이득 및 위상 여유는 주파수는 20rad/s(약 3Hz)이내의 대역에서 주파수 영역 해석을 통해 입증한다. 안정성 여유가 기준을 만족하지 못하는 비행영역에서는 조종 입

Table 11 Compliance Method of Stability Margins

MOC	Compliance Method
A	① Stability margin analysis in low frequency band · Gain margin, phase margin
GT	① Structural Coupling Test in high frequency band (1 st and 2 nd structural frequency) · Gain margin

력에 대한 비행성이 저하될 수 있다. 항공기 개발 경험을 고려해 볼 때, 6dB, 45°기준에서 50% 이상의 안정성 여유 감소는 비행성 수준에 영향을 미치지 않는다. 그리고 1차 구조진동 주파수 이상의 이득 여유는 항공기의 구조연동시험(Structural Coupling Test, SCT)으로도 입증된다.

3.4.7. 힌지모멘트 능력

개발된 항공기의 비행영역 내에서는 임무 비행 중에 조종면의 힌지모멘트는 항공기의 구조제한 범위에 이어야 하고 조종면의 구동기는 최대 힌지모멘트를 극복할 수 있어야 한다. 힌지모멘트는 풍동시험으로 산출되고 시뮬레이션 데이터베이스로 모델링 된다. Table 12와 같이 구성된 시뮬레이션 환경을 기반으로 조종안정성 및 하중 관점에서 선회 중에 최대 360° 롤 기동 등의 하중이 많이 발생하는 기동으로 전 비행영역에서 힌지모멘트가 안전함을 입증한다.

Table 12 Compliance Method of Hinge Moment Capabilities

MOC	Compliance Method
I	① Hinge moment effects across the all flight envelope are modeled in simulation database · Wind tunnel pressure and strain gauge data
A	① Evaluate of actuator hinge moment capabilities by "worst-case" maneuvers in S&C and Load aspect

3.4.8. 비행제어 제한기 영향성

조종사의 Carefree 기동을 제공하고 항공기의 이탈과 구조제한 초과를 방지하기 위하여 비행제어시스템은 받음각 제한기, 수직가속도 명령 제한기, 최대 롤각 속도 제한기, 러더 명령 제한기 등을 설계한다. 일반적으로 받음각 제한기가 작동하는 받음각 이상을 실용비행영역이라 정의하고 본 비행영역에서는 비행성 수준의 저하를 허용한다. 왜냐하면, 제한기에서 발생하는 명령이 조종사의 기동에 영향을 미치지 때문이다. 실용비행영역에서의 비행성 수준은 Table 13처럼 주파수 영역의 선형해석과 HQS 환경에서 조종사가 참여하는 조종성 평가로 입증한다.

Table 13 Compliance Method of Flight Control Limiter Function

MOC	Compliance Method
I	① Design flight control limiter to achieve care-free handling qualities and secure structural limit · Angle-of-Attack (AoA)-G limiter · Roll rate Command Limiter (RCL) · Rudder fader
A	① Evaluate of flying qualities in Service Flight Envelope (SFE)
GT	① Handling Qualities (HQ) evaluation in SFE · Attitude capture (pitch, roll)

3.4.9. 결함상태에서의 비행성

항공기 대부분은 구성품 또는 시스템의 결함에 대처하여 비행 안전을 보장하기 위해 다중화(redundant) 설계 개념을 적용하고 결함을 감지하고 격리하기 위한 기능을 설계한다. 예를 들어, T-50은 비행제어시스템과 센서 등의 대부분이 구성품이 3중으로 설계한다. 따라서 1중 채널 고장에 대해서는 비행성 저하가 발생하지 않는다. 그리고 항공기 안전에 상당한 영향을 미치는 조종면의 단일 고장과 대기자료시스템(airdata system)의 다중 고장으로 인한 대기 정보의 완전 손실에 대해서 비행 안전을 보장하기 위해 비행제어법칙은 별도의 재형상 제어(reconfiguration control)를 설계한다. 한편, 결함에 대한 항공기 손실 확률을 고려하지 않고 설계하는 것은 항공기의 개발 비용을 과도하게 증가시키고 양산 시에 단가를 증가시킬 수 있다.

결함 발생에 대한 감항인증기준들은 HQS 환경에서 조종사 평가를 통해 Table 14와 같이 세 가지 관점에서 입증한다. 첫째, 다중 채널에서 하나의 채널에 고장을 주입하고 결함 탐지 및 격리 과정에서 발생하는 천이 응답이 항공기의 안전에 영향을 미치지 않는지를 평가한다. 둘째, 기동 중에 다중의 구성품 또는 시스템의 결함으로 해당 기능을 완전히 손실하고 재형상 제어로 진입한 경우에 조종사는 항공기 제어가능하고 수평비행을 유지할 수 있음을 입증한다. 평가를 위해 대표적으로 고려할 수 있는 기동은 최대 360° 롤 기동과 착륙 과정에서 offset correction 기동이다. 마지막으로, 재형상 제어에서 제한된 기동으로 기지 귀환을 복귀하고 착륙 과정에서 조종성을 평가한다. 이때,

Table 14 Compliance Method of Flying Qualities in Failures

MOC	Compliance Method
I	① Fault Detection and Isolation ② Control surface reconfiguration in single control surface failure ③ Stand-by gain design in Air-Data System failure
GT	① Evaluate of transient response in case of channel failure ② Controllable and no departure prone in case of fault injection for maximum roll maneuver and offset correction in landing phase ③ Handling Qualities (HQ) evaluation for Return to Base (RTB) with limited maneuver and landing

기지 귀환을 위한 제한된 기동 범위는 조종사가 항공기를 안전하게 착륙시키기 위한 최소 기동으로 선정하고 제시된 기동 범위 내에서 안전함을 해석이나 조종성 평가로 입증하여야 한다.

3.4.10. 비행시험 준비

본 감항인증은 초도비행을 포함한 영역확장 시험계획 단계에서 적용하는데, 이를 위해서 항공기/엔진 운용 제한 및 비행시험 지속을 위한 FTCC(Flight Test Continuation Criteria)을 준비해야한다.

3.4.10.1. 비행시험계획

초도비행을 포함한 조종안정성 및 조종성 평가를 위한 영역확장 비행시험 계획과 비행제어법칙 개선을 위한 비행운용프로그램(Operational Flight Program,

Table 15 Compliance Method of Flight Test Plan and Operational Limit

MOC	Compliance Method
I	① Prepare envelope expansion flight test plan as a OFP update and release ② Prepare AEOL (Aircraft/Engine Operational Limit) ③ Prepare FTCC (Flight Test Continuation Criteria) · SOT(Safety Of Test) parameters · SOF(Safety Of Flight) parameters · Common criteria : air-data quality, hinge moment, control margin, CG · HQ level : CHR #5 or greater, PIO #3 or greater · System level criteria : workload, system integrity, system performance

OFP) 배포 계획을 준비하여 EMD(End of Manufacturing Development) 기간 내의 성공적인 비행시험 계획을 확인한다.

3.4.10.2 항공기/엔진 운용 제한

초도비행 및 영역확장 비행시험에서는 다양한 불확실성이 있으므로 항공기와 엔진 운용의 제한(AEOL, Aircraft/Engine Operation Limitation)을 준비해야 한다. 특히, 대상 항공기 개발 시에 새롭게 적용된 구성품과 시스템에 대해서는 불확실성에 대한 민감도 해석을 수행함으로써 비행안전성을 보장하는 운용 제한을 확인해야 한다. 예를 들어, 비행 중에 연료 소모에 의한 Xcg 위치 이동은 항공기의 정적 여유를 변화시켜 비행성에 상당한 영향을 미친다. 비록, 지상에서 해석을 통해 Xcg 위치 이동 범위를 예측하고 항공기가 안전함을 입증하지만, 비행시험에서는 다양한 불확실성이 공존하므로 더욱 보수적으로 Xcg 위치 이동을 제한하고 초도비행에 임해야 한다.

3.4.10.3. Flight Test Continuation Criteria

영역확장 비행시험 중에 지속해서 비행시험을 진행할 것인지의 판단은 비행 안전과 개발 일정 준수를 위해서도 상당히 중요하다. 여기에는, SOF(Safety of Flight)/SOT(Safety of Test) 파라미터 및 다양한 불확실성에 대한 인자가 있다. SOF/SOT 파라미터는 비행안전/비행시험에 반드시 모니터링 해야 하는 파라미터로, 통제실에서 실시간으로 확인한다. SOF 파라미터를 비행시험 중에 확인할 수 없는 경우에는 해당 비행시험을 중단하고 기지로 귀환하거나 이륙 전이라면 비행할 수 없음을 결정할 수 있다. SOF파라미터와는 조금 다르게 SOT파라미터를 통제실에서 실시간으로 확인하지 못하면 해당 평가 과목을 수행할 수 없지만 백업 평가가 있는 경우에는 지속적으로 비행시험이 가능하다.

비행시험은 개발에 참여하는 엔지니어와 조종사의 협업으로 진행된다. 그리고 각 계통의 엔지니어는 항공기의 주요 동역학 계수, 새로 적용된 구성품과 시스템의 불확실성에 대해 항공기의 동적 특성을 분석하고 비행시험 중에 지속적인 비행시험이 가능한지를 결정한다. 이러한 결정의 요소로는 대기정보시스템의 충실

도, 힌지모멘트, 제어 여유, Xcg, Ycg, 비행성 수준, 조종사의 조종 부담, 시스템 무결성 및 시스템 성능과 관련된 시스템 수준에서의 기준이 있다.

Table 16 Compliance Method of Test Environment Reliability

MOC	Compliance Method
I	① Prepare the simulation database from wind-tunnel test · Aerodynamic, mass properties, hinge moment, propulsion ② Prepare subsystem models and verification ③ Prepare real-time pilot evaluation environment and verification by checkrun simulation

3.4.11. 감항기준 입증을 위한 개발환경 검증

모든 입증자료는 개발환경에서 생성된 자료를 기반으로 하므로, 개발환경에 대한 검증이 필요하다. 현대의 항공기의 비행제어시스템은 풍동시험과 해석적 방법으로 산출된 모델을 기반으로 한다. 공력, 추진, 중량 및 힌지모멘트로 데이터베이스를 구축하여 6자유도 비선형 시뮬레이션/조종성 평가 시뮬레이터(HQS) 환경과 통합한다. 그리고 착륙장치, 센서와 구동기 등의 구성품은 하드웨어 특성을 반영하여 모델링하고 모델의 정확도와 신뢰성을 입증하여야 한다. 데이터베이스와 구성품의 모델은 개발환경에 적용하게 되는데, 만약 개발환경이 타 개발 프로그램에서 사용하고 검증된 바가 있다면 개발환경 자체에 대한 별도의 입증은 필요치 않다. 그리고 HQS 환경은 6자유도 시뮬레이션 프로그램이 같이 적용되므로 계획된 비행영역에서 같은 기동을 수행하고 조종 입력에 대한 항공기 응답의 상사성(similarity)으로 신뢰성을 입증해야 한다.

4. 결 론

군용항공기 개발 초기 단계부터 개발규격과 동시에 감항인증기준을 적용함으로써 개발 완료 시에 개발 요구도의 만족과 형식인증의 획득을 효율적으로 수행할 수 있다. 그러나 현재 우리나라에서 개발되는 모든 군용 항공기의 비행기술 분야는 MIL-STD-1797B문서의 미공개로 최신 감항인증기준인 MIL-HDBK-516C

를 적용할 수 없다. 따라서 6장 비행기술은 MIL-HDBK-516B Expanded를 적용하고 있다. 본 문서의 6장 기준은 감항인증기준의 과도기적인 문서로 각 기준 별로 중복되는 기준이 상당히 많고 표준 내용이 여러 규격서에서 인용함으로써 감항인증기준으로서는 다소 불명확한 부분이 많다. 본 논문에서는 6장 비행기술의 비행성 분야 기준들을 분석하고 대표할 수 있는 몇 개의 항목으로 분류하였다. 그리고 감항인증을 목표로 분류항목의 효율적인 입증방법을 제시하였다. 본 연구의 결과는 국내에서 개발되는 군용항공기의 비행성 분야 감항성 입증에 적용되어 성공적인 군용항공기 개발에 도움이 될 수 있을 것이라 기대한다.

References

- [1] H.K. Yoon, S.C. Lee, "A Study on the Airworthiness Certification of Korean Indigenously Developed Military Aircrafts", *Journal of Koeran Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.1, No.2, pp.1-5, September, 2007.
- [2] "Department of Defense, Handbook, Airworthiness Certification Criteria", *MIL-HDBK-516C*, 2014.
- [3] "Military Standard, Flying Qualities of Piloted Aircraft", *MIL-STD-1797B*, 2006.
- [4] "ASC/EN, Airworthiness Certification Criteria, Expanded Version of MIL-HDBK-516B", *MIL-HDBK-516B Expanded Version*, 2005.
- [5] David G. Mitchell, David B. Doman, David L. Key, David H. Klyde, David B. Leggett, David J. Moorhouse, David H. Mason, David L. Raney, David K. Schmidt, 2003, "The Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*.
- [6] anon, "Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes" *MIL-F-8785(ASG)*, September 1954.
- [7] "Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes" *MIL-F-8785C*, 1980.
- [8] "Department of Defense Interface Standard, Flying Qualities of Piloted Aircraft" *MIL-STD-1797A*, 1990;
- Notice of Change, 1995.
- [9] "Department of Defense, Joint Service Specification Guide, Air Vehicle", *JSSG-2001A*, 2002.
- [10] "Department of Defense, Handbook, Airworthiness Certification Criteria", *MIL-HDBK-516*, 2002.
- [11] "Department of Defense, Handbook, Airworthiness Certification Criteria", *MIL-HDBK-516A*, 2004.
- [12] "Vehicle Management Systems - Flight Control Function, Design, Installation and Test of Piloted Military Aircraft, General Specification For", *AS94900A*, 2018.
- [13] C.S.Kim, "A Study on Aircraft Flight Stability of T-50 Control Surface Reconfiguration Mode in PA Configuration", *Journal of Koeran Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.34, No.3, pp.93-100, March, 2006.
- [14] D.H. Kim, C.S.Kim, S.S. Lim, G.O. Koh and B.S. Kim, "Re-establishing Method of Stability Margin Airworthiness Certification Criteria for Flight Control System", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.16, No.1, pp.17-27, February, 2022.
- [15] S.H. Kim, D.W.Ko, T.H. Lee, D.H. Kim and B.S. Kim, "Optimization and Evaluation of Flight Control Laws to Satisfy Longitudinal Handling Quality and Stability Margin Requirements", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.15, No.5, pp.8-15, October, 2021.