

Part 23 보통급 비행기와 VLA 비행기의 구조분야 감항기술기준 요건 비교 연구

김성겸*

Comparative Study on Structural Requirements of Part 23 Normal Category and VLA

Seung-Kyem Kim*

ABSTRACT

In 2010, Airworthiness standard for VLA(Very Light Airplane) category was newly introduced as KAS Part VLA. KAS Part VLA is an adaption of EASA CS-VLA which was developed to reduce unnecessary burden of manufacturer of very light, simple, single-reciprocating-engine/propeller powered airplanes having low stall speeds by tailoring some requirements of Part 23. In this paper, difference and similarity of structural requirements between Part 23 and VLA was analyzed.

Key Words: VLA, Very Light Airplane, Part 23, Certification, Airworthiness Requirement

1. 서 론

한국항공우주산업(주)에서 개발한 소형비행기인 KC-100에 대한 인증당국의 인증비행시험이 지난 3월부로 성공적으로 종료되었고 4월 26일에 형식증명이 공식적으로 수여되어 민간항공기에 대한 우리나라 최초의 형식증명이 완료되었다. 한편으로 국토교통부 항공선진화 사업의 일환으로 VLA(Very Light Airplane)의 개발 및 이에 대한 인증이 진행 중에 있다.

소형비행기와 VLA에 적용되는 감항기술기준은 KAS Part 23과 KAS Part VLA로 상이하기는 하

나, 이 두 기준의 세부적인 요건은 유사한 부분이 많기 때문에 소형비행기에 대한 인증경험을 상당부분 VLA에 적용할 수 있다. 일단 이를 위해서는 두 기준의 유사점과 차이점을 분석할 필요가 있는데, 본 논문에서는 우리나라에서 KAS Part 23과 KAS Part VLA으로 채택한 FAR Part 23과 EASA(European Aviation Safety Agency) CS-VLA이 구조 분야 요건을 중심으로 두 감항기술기준 간의 유사점과 차이점을 분석/제시하고자 한다.

2. VLA 감항기술기준 도입 배경

1980년대에 들어 인증에 소요되는 비용 상승에 부담을 느낀 많은 2인승 단발비행기의 제작

†2013년 6월 25일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: skykim@kari.re.kr

사들이 항공기 개발을 중단하게 되었다. 물론 키트 항공기, 초경량 항공기 등과 같이 복잡한 인증과정 없이도 항공기를 개발/판매할 수 있는 방안이 있었지만 저렴한 표준감항증명의 취득, 낮은 보험요율, 고객의 신뢰 확보, 원활한 해외 수출 등을 위해서는 감항당국의 인증이 필요한 것으로 인식되었다[1]. 참고로 1983년에서 1992년까지 10년 간 미국에서 신규로 형식증명을 획득한 2인승 이하의 단발 비행기는 3 기종에 불과했다. 이 중 2개 기종은 미국 외의 국가에서 제작한 것이었다[2].

이러한 배경에서 유럽 공동 항공기구(JAA, Joint Aviation Authority)에서는 항공기 제작사의 부담을 덜어주고 항공산업을 부양하기 위한 목적으로 최대 이륙중량(MTOW) 750kg 이하의 비행기에 적용할 수 있는 감항기술기준인 JAR-VLA를 1990년에 제정하였다(현재는 EASA 설립에 따라 CS-VLA로 명칭이 변경되었다). VLA는 Part 23급과 LSA(Light Sport Aircraft)급의 중간적인 위치에 있는데, 이 세 가지 등급의 차이에 대해서는 Table 1에 제시하였다. Table 1에서 ‘-’ 로 표시된 부분은 해당 요건이 없다는 의미이다.

Table 1. Part 23 Normal, VLA, LSA 비행기의 구분

	Part 23 Normal	VLA	LSA*
MTOW	5,670kg	750kg	600kg
좌석수	9	2	2
V _{SO} (CAS)	61knots**	45knots	-
V _{SI} (CAS)	-	-	45knots
V _H (CAS)	-	-	120knots
엔진	-	단발양복	단발양복
운용범위	-	Day-VFR	Daytime
형식증명	Yes	Yes	No
감항증명	Standard	Standard	Special

* 육상비행기 기준

**엔진수, 중량, 상승률, 내추락성에 따라 더 높은 속도 허용

JAR-VLA를 가장 적극적으로 채택한 국가는 캐나다로서 캐나다 감항당국인 TCCA에서는 1993년 JAR-VLA(amendment VLA/91/1)에 유틸리티급 비행기와 야간/IFR 운항과 관련된 요건을 추가하여 국내 규정화(Airworthiness Manual Chapter 523-VLA)하였다. 우리나라의 경우, CS-VLA(Amendment 1)을 채택하여 2010년 KAS Part VLA를 신규 제정/고시한 바 있다. 참고로 미국의 경우, VLA급 항공기에 대한 기술기준이 없기 때문에 미국으로 VLA를 수출하고자 할 경우, Part 23 또는 Special Class로 형식증명을 받아야 한다.

Table 2. 대표적인 VLA 기종들

형식명	국가	형식증명 취득년	MTOW
P2002-JF	이탈리아	2004*	580kg
D4 Fascination	독일	2004*	650kg
AT-3 R100	폴란드	2005*	582kg
EV-97 VLA	체코	2003	575kg
Sky Arrow 710RG	이탈리아	2002	710kg
IAR-46	루마니아	1999	750kg
DA20-A1	캐나다	1994	730kg
APM 20	프랑스	2007*	634kg
Tecnam P92	이탈리아	1995	535kg
DV20	오스트리아	1993	730kg
AT01	독일	2001	750kg

* EASA 형식증명

한편 JAR-VLA 제정당시 FAA에서는 JAR-VLA의 요건과 FAR Part 23의 요건을 비교분석하였으며 그 결과 FAR Part 23의 요건 중 225개의 요건이 VLA에 적용될 수 있다고 결론 내린바 있다. 이 225개의 요건 중 204개의 요건은 본질적으로 JAR-VLA와 FAR Part 23이 차이가 없는 반면 나머지 21개의 요건은 두 기준이 현저히 상이하거나 JAR-VLA에는 없는 요건으로 파악되었다. 하지만 FAA는 VLA 형식증명시 이 21개의 요건에 대해 FAR Part 23 기준으로 적합성을 입증하도록 요구하는 것은 VLA의 일반적인 특성을 고려할 때 안전성 향상 측면에서는 크게 효과적이지 않은 반면에 제작사에게 큰 부담을 지우게 된다고 판단하여 JAR-VLA의 요건에 적합한 경우,

Special Class로 형식증명을 받을 수 있도록 하였다[2]. Special Class로 형식증명을 취득한 경우, 표준감항증명을 받을 수 있어 영리적인 목적으로 운용이 가능하다.

3. Part 23과 VLA의 구조분야 요건 비교

Part 23과 VLA의 구조분야 요건은 다음과 같이 4가지로 구분하여 분석할 수 있다.

- ① Part 23과 VLA의 요건에 현저한 차이가 있는 경우
- ② Part 23과 VLA의 요건에 차이가 있으나 현저한 차이는 없는 경우
- ③ Part 23에는 있으나 VLA에는 해당 요건이 없는 경우
- ④ VLA에는 있으나 Part 23에는 해당 요건이 없는 경우

3.1 Part 23과 VLA의 요건에 현저한 차이가 있는 경우

여기에 해당되는 요건은 피로 강도 평가에 대한 요건과 플러터에 대한 요건이다. 피로 강도 평가에 대한 요건은 Part 23.572와 23.573, 그리고 VLA 572에 각각 제시되어 있다. VLA에서는 1차 구조부에 대해서 피로평가를 요구하고는 있으나, EASA에서는 AMC 572(b)에 따라 정적 제한 하중 조건에서의 응력수준이 일정 수준보다 낮은 경우에는 피로 강도 평가에 대한 요건을 충족하는 것으로 판단하고 있다. 판단 기준이 되는 응력 수준은 Table 3와 같다.

Table 3. VLA의 피로강도 입증을 위한 응력 수준[3]

Material	Allowable normal stress level of maximum limit load
Glass rovings in epoxy resin	25daN/mm ²
Carbon fiber rovings in epoxy resin	40daN/mm ²

Material	Allowable normal stress level of maximum limit load
Wood	According to ANC-18
Aluminium Alloy	Half of rupture tensile strength
Steel Alloy	Half of rupture tensile strength

만약 응력 수준이 위에 제시된 값을 초과하는 경우, 시편이나 구성품 레벨에서의 충분한 시험에 근거한 피로 강도 해석이나 피로 시험을 통해 피로 강도를 입증해야 한다. 일반적으로 피로 시험에는 많은 비용과 시간이 요구되므로 대부분의 VLA 제작사들은 정적 제한 하중 조건에서 응력수준이 충분히 낮도록 설계하여 피로 강도 평가 요건에 대한 적합성을 입증하는 방법을 적용하고 있다. 반면 Part 23의 경우, 금속재 구조부에 대해서는 시험 또는 시험에 근거한 해석에 의해 피로 강도를 입증하거나 파손 안전성 또는 손상 허용성 평가를 요구하고 있다. 복합재 구조부의 경우에는 제조상의 결함이나 운용 중 충격 손상 및 접착부의 손상(debonding) 등의 다양한 손상을 고려하여 손상 허용성 평가를 수행하는 것이 필요하다. 여기에는 손상에 대한 수리 방법의 입증 및 손상을 적절한 시점에 발견하기 위한 검사 프로그램의 개발/수립이 포함되는데 매우 까다로운 요건이라고 할 수 있다.

Part 23.629와 VLA 629에 제시된 플러터에 대한 요건도 두 기준이 큰 차이를 보이고 있는데, 플러터 비행시험의 필요 유무가 바로 그것이다. Part 23의 경우, 플러터 해석($\sim 1.2V_D$) 외에도 필수적으로 V_D 속도 영역까지 플러터 비행시험을 수행할 것을 요구하고 있으나, VLA의 경우 플러터 해석과 플러터 비행시험 중 하나만을 수행하여 적합성을 입증하는 것이 허용된다. 또한 VLA의 경우 V_D 가 140kts 이하이고, 플러터 비행시험과 FAA의 "Simplified Flutter Prevention Criteria"를 적용하여 플러터 평가를 수행한다면 지상진동시험 등을 통한 주 구조부의 고유진동수 결정도 요구되지 않는다.

3.2 Part 23과 VLA의 요건에 차이가 있으나 차이가 현저하지 않은 경우

여기에 해당되는 요건은 대부분이 JAR-VLA이 FAR Part 23 Amendment 23-42(1990년)를 기반으로 하여 작성되었으나, 이후 발생한 FAR Part 23의 개정사항을 VLA 요건에 반영하지 않은 것이다. 현재의 CS-VLA의 경우 JAR-VLA 제정 이후 몇 차례 개정된 것이기는 하나, 그 개정의 범위가 크지 않아 최초 제정시와 큰 차이가 없다.

이 경우에 해당되는 대표적인 사례를 몇 가지 소개하자면 다음과 같다.

VLA의 경우 Appendix B “Control Surface Loading” 에 기동/돌풍하중 조건에서의 수평미익과 수직미익 그리고 조종면의 평균하중 및 하중분포를 간단하게 계산할 수 있는 방법을 제시하고 있다. Part 23의 경우, amendment 23-42(1990년) 이전에는 동일한 내용이 Appendix B로 존재하였으나 이후에 삭제되었는데, 이는 Appendix B에 따른 하중 계산 결과가 엄밀한 해석 결과와 비교할 때 항상 보수적인 결과를 보장하지는 않으며, 항공기 제작사들이 이러한 간단한 방식을 사용하지 않고도 합리적이고 실제에 가까운 하중을 계산할 수 있는 능력이 충분히 확보되었다는 FAA의 판단에 따른 것이다. VLA에서 Appendix B의 적용이 가능한 요건은 VLA 391, 421, 423, 425, 441, 443, 455이다.

강도 및 변형에 관한 일반적인 요건을 규정하고 있는 Part 23.305와 VLA 305의 경우, 두 기술기준 모두 제한하중에서는 유해하고 영구적인 변형이 발생하지 않아야 한다고 규정하고 있으나, 극한하중에 대한 요건은 약간 다르게 기술되어 있다. Part 23의 경우, 극한하중을 견딜 수 있다는 전제하에 제한하중에서 극한하중 사이의 하중에 의해 발생하는 리벳 파손 등과 같은 국부적인 파손(local failure)이나 좌굴 등의 구조적인 불안정성을 허용하는데 반해 VLA에서는 이러한 유예조건이 없다. 현행 VLA 305의 경우 1993년 개정(Amendment 23-45) 이전의 FAR Part 23.305와 동일한데, 1993년 FAR Part 23.305 개정시의 NPRM(Notice of Proposed Rule

Making)에서는 제한하중과 극한하중 사이에서 발생하는 국부적인 파손 및 불안정성을 허용하는 내용을 추가한 것은 극한 하중 시험시 허용 가능한 파손의 범위에 대한 FAA의 입장을 명확히 제시하기 위한 것으로 설명하고 있다. 다시 말해 개정 이전의(현재 VLA의 규정과 동일한) 요건 하에서도 이러한 국부적인 파손이나 불안정성이 있더라도 이를 수락해 온 것이며 VLA의 경우에도 이러한 점을 감안하여 해당 요건을 적용해야 할 것으로 보인다.

이 밖에 차이가 있는 몇 가지 요건을 Table 4에 제시하였다.

Table 4. VLA와 Part 23 요건 차이

Requirement	VLA	Part 23
349 Rolling Condition : Unsymmetrical load	100% : 70%	100% : 75%
397 Limit Control Forces and Torque : Min Rudder Force	58daN	150lbs (66.7daN)
441 Maneuvering loads : overswing angle	1.3×sideslip angle	1.5×sideslip angle
473 Ground Loads Conditions and Assumption : Landing weight	design max. weight	design max. weight or less
561 General (Emergency Landing condition) : Inertia load for mass item	Fwd. 15g	Fwd. 18g

3.3 Part 23에는 있으나 VLA에는 해당 요건이 없는 경우

여기에 해당하는 경우는 대부분 항공기의 특성상 VLA에 적용이 불필요한 요건들로서, 다발 또는 터빈 엔진비행기, 터보프롭비행기, 다륜식 착륙장치 등에 대한 요건들이다. 이 외에 엔진 마운트와 관련한 하중 요건 중의 하나인 자이로스 코픽 하중 요건(Part 23.371)과 비상착륙 동적 요건(Part 23.562)이 VLA 기술기준에는 누락된 주요 요건이다. Part 23.562이 경우, 적합성 입증을 위해서는 많은 비용이 소요되는 좌석충돌시험을 수행해야 하기 때문에 VLA 비행기를 Part 23으로 인증 받고자 하는 경우 부담이 될 수 있다. 하지만 FAA에서는 VLA 비행기에 대해 Part

23 요건을 적용함에 있어 Part 23.562의 요건에 대해서는 다음과 같은 조건이 충족된다는 전제하에 면제(exemption) 신청을 허용하고 있다[4].

- 각 좌석에 4점 또는 5점식 하니스 장착(충돌시 머리의 움직임을 최소화)
- 좌석/하니스 시스템에 대해서 3,060 lbs의 극한하중(18g×170lbs)을 가하여 정적시험 수행(23.561(b)(2)의 요건인 9g에 비해 2배 가혹한 조건). 이 때 허리벨트와 상반신 벨트가 시험하중을 각각 60%와 40%의 비율로 분담해야 함.
- USAAVSCOM TR 89-D-22A "Airplane Crash Survival Design Guide, Volume II - Design Criteria and Checklists," 에 제시된 30g 충돌시의 머리 궤적에 대한 시험 데이터(Fig. 1 참조)를 이용하여 대상 비행기의 객실내 형상을 고려할 때 머리와 항공기 내부 인테리어 간에 접촉이 발생하지 않는다는 것을 입증. 18g 조건에서 정적시험을 수행한 결과 좌석에 변형이 발생했다면 이를 고려해야 함.

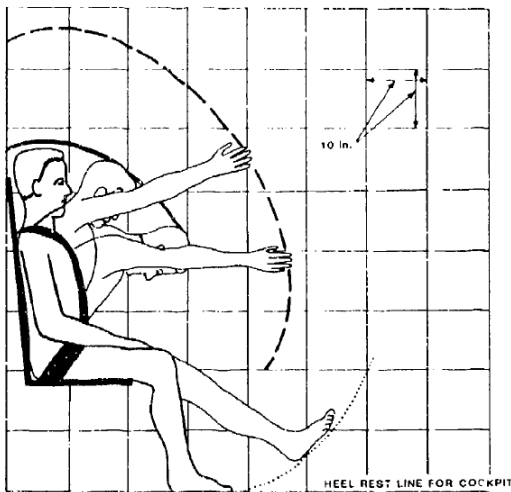


Fig 1. Full-Restraint Extremity Strike Envelop[5]

이와 같이 FAA의 Part 23급으로 형식증명을 받는 과정에서 Part 23.562 요건에 대한 면제를 받은 대표적인 사례로는 Sky Arrow Model 650 TCS/TCNS을 들 수 있다.

3.4 VLA에는 있으나 Part 23에는 해당 요건이 없는 경우

VLA에만 추가적으로 규정하고 있는 요건은 VLA 397(c)의 러더 조종 계통에 대한 추가적인 하중요건과 VLA 447의 수평미익과 수직미익 하중의 조합하중 조건 등이 있다. 특히 VLA 397(c)에서는 양쪽 러더 페달 각각에 100daN의 하중을 가하도록 하고 있는데, 이는 397(b)에 규정된 러더 조종계통의 최대 설계 하중인 89daN 보다 크므로 러더 페달 및 그 지지구조부 설계에 있어 주의를 요한다.

4. 결 론

VLA 감항기술기준의 도입배경과 VLA와 Part 23의 구조분야 요건을 중심으로 두 감항기술기준의 차이점과 유사점을 분석하여 제시하였다. VLA의 요건은 Part 23의 요건을 기반으로 소형/저성능 비행기의 특성을 고려하여 개발된 것임을 감안할 때 두 감항기술기준의 차이점과 유사점을 파악함으로써 VLA 인증에 있어 인증 계획의 수립, 인증에 소요되는 인력, 시간 및 제반비용의 추산 그리고 인증 과정에서 발생할 수 있는 적합성 입증 관련 기술현안의 해결 등에 있어 Part 23급 항공기의 인증 경험을 효율적으로 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

- [1] TCCA, Airworthiness Manual Chapter 523 - VLA, 1993
- [2] FAA, AC 21.17-3 Type Certificate of Very Light Airplanes Under FAR § 21.17(b), 1992
- [3] EASA, CS-VLA, Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, 2009
- [4] FAA, AC 23-11B, 14 CFR Part 23 Type Certification of an Airplane Originally certified to EASA CS-VLA or JAR-VLA, 2009
- [5] US Army, USAAVSCOM TR 89-D-22B, Aircraft Crash Survival Design Guide - Vol. II, 1989