

수출형 기본 훈련기에 대한 기체구조물 내구성 입증

박태규^{1,†} · 박정규¹ · 문창오¹

¹한국항공우주산업(주)

Airframe Durability Certification for Export Basic Trainer

Taegy Park^{1,†}, Jeongkyu Park¹ and Changoh Moon¹

¹Dept. of Aircraft Structure Design, Korea Aerospace Industry, LTD

Abstract : Export basic trainer was designed to add armed configuration required by customer. Design configuration of main wing was changed to satisfy changed internal load caused by armed configuration. It was verified that design changed main wing airframe of export basic trainer satisfy the requirement through the structural detail analysis, structural ground test and flight test. This paper presents the durability test procedure and test result for the main wing of export basic trainer.

Key Words : Export Basic Trainer, Durability Test, Armed Configuration

1. 서 론

수출형 기본훈련기는 고객의 요구에 따라 기본훈련기에 무장 형상을 추가하여 설계되었다. 무장 형상으로 인한 하중변경과 중량감소를 위해 주의 형상이 변경되었으며 설계 변경된 주의 및 수출형 기본훈련기는 구조해석, 구조시험 그리고 비행시험을 통해 요구도를 만족함을 입증하였다[1][3]. 본 논문은 수출형 기본훈련기 주익에 대한 내구성시험 하중생성 방법과 시험절차 그리고 시험결과에 대해서 소개하였다.

수출형 기본훈련기의 스펙트럼은 사용자의 운용계획과 MIL-A-008866B[2]에서 정의하는 각종 임무와 하중 빈도수를 만족할 수 있도록 생성되었다. Table 1은 수출형 기본훈련기의 운용계획으로 요구된 비행시간 기준으로 1Block을 정의하였으며 총 10Block으로 구성되었다. 1Block 스펙트럼 하중은 14개의 임무유형으로 구성되어 있다.

Table 1 Mission Usage

Mission	Mission Utilization(%)	Mission Duration (Min.)	Mission Time	Number of Flight	Number of Landing
Basic Pilot Training	Acrobatic Instrument				
	Night				
Air to Air	W-A-T, CAP, ACM				
Air to Ground	W-G-T, CAS, FAC, COIN				
Long range Ferry					
Total					

2. 주의 내구성시험

2.1 내구성시험 하중생성

Received: May 3, 2015 Revised: June 11, 2015 Accepted: June 24, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-55-851-9858, E-mail: tgpark@koreaero.com

Copyright © The Society for Aerospace System

Table 2 Truncation Verification Result

Analysis Results	ARMED CONFIGURATION FA (fhrs)						ARMED CONFIGURATION DTA (fhrs)					
	Critical Points	Type			Critical Points	Type						
		1	2	3		1	2	3				
CP1	3751840	3751677	3963839	CP1	339174	341628	343399					
CP2	3631066	3630911	3841399	CP2	>500000	>500000	>500000					
CP3	1325030	1353870	1398277	CP3	>500000	>500000	>500000					
CP4	3330529	3330399	3514148	CP4	290074	292267	293678					
CP5	5392487	5396013	5601249	CP5	190421	193377	189072					
CP6	3283011	3288540	3438019	CP6	214623	217419	218055					
CP7	4366767	4402385	4592896	CP7	139689	142289	142689					
CP8	6820087	6839350	7220685	CP8	221419	223183	227991					
CP9	2067234	2073231	2144231	CP9	145485	152383	144072					

Deviation	Type							
	Critical Points	Type			Critical Points	Type		
		1	2	3		1	2	3
CP1		-0.004%	5.65%		CP1		0.724%	1.25%
CP2		-0.004%	5.79%		CP2		-	-
CP3		2.177%	5.53%		CP3		-	-
CP4		-0.004%	5.51%		CP4		0.756%	1.24%
CP5		0.065%	3.87%		CP5		1.552%	-0.71%
CP6		0.168%	4.72%		CP6		1.303%	1.60%
CP7		0.816%	5.18%		CP7		1.861%	2.15%
CP8		0.282%	5.87%		CP8		0.797%	2.97%
CP9		0.290%	3.72%		CP9		4.741%	-0.97%

내구성시험 하중 생성 첫 번째 과정은 Truncation/Clipping 과정이다. 설계 스펙트럼은 하중 수가 많기 때문에 시험일정을 고려하면 그대로 내구성시험에 적용할 수가 없다. 따라서 시험하중 수를 줄일 수 있도록 수명에 영향을 주지 않는 낮은 하중수준의 스펙트럼 하중을 제거하는 Truncation/ Clipping과정을 거친다. 내구성해석 및 손상허용해석결과 수명이 가장 Critical한 곳 그리고 Main Spar, Rear Spar, MLG Beam, Pylon Attach Fitting과 같은 주요 하중을 지지하는 부재에 대해서 Truncation/ Clipping을 수행하였으며 수행 전후의 수명해석결과가 Table 2와 같이 크게 차이가 나지 않도록(±5%) 시험 스펙트럼 하중을 생성시켰다.

내구성시험 하중생성 두 번째 과정은 Actuator Load 생성이다. 구조시험은 Actuator를 이용한 집중하중으로 시험이 수행되기 때문에 공력분포를 완벽하게 모사할 수 없다. 그러나 Actuator하중을 조정하면서 굽힘모멘트와 비틀림모멘트가 설계하중과 크게 차이가 나지 않도록(±5%) 시험 하중을 생성시킬 수 있다. Fig. 1은 최대 상승기동 조건에 대한 설계하중과 생성된 시험하중의 굽힘모멘트와 비틀림모멘트에 대한 비교선도를 보여준다. Fig.1에서 보이는 것과 같이 굽힘 모멘트가 설계제한하중(Design Limit Load)에 근접함을 알 수 있다. Fig.2는 최대 착륙하중조건에 대한 설계하중과 생성된 시험하중의 굽힘모멘트와 비틀림모멘트에 대한 비교선도를 보여준다. Fig.1과는 달리 비틀림 모멘트가 설계제한하중(Design Limit Load)에 근접함을

알 수 있다. 모든 시험하중은 오차 범위안에서 생성되어 내구성시험에 적용되었다.

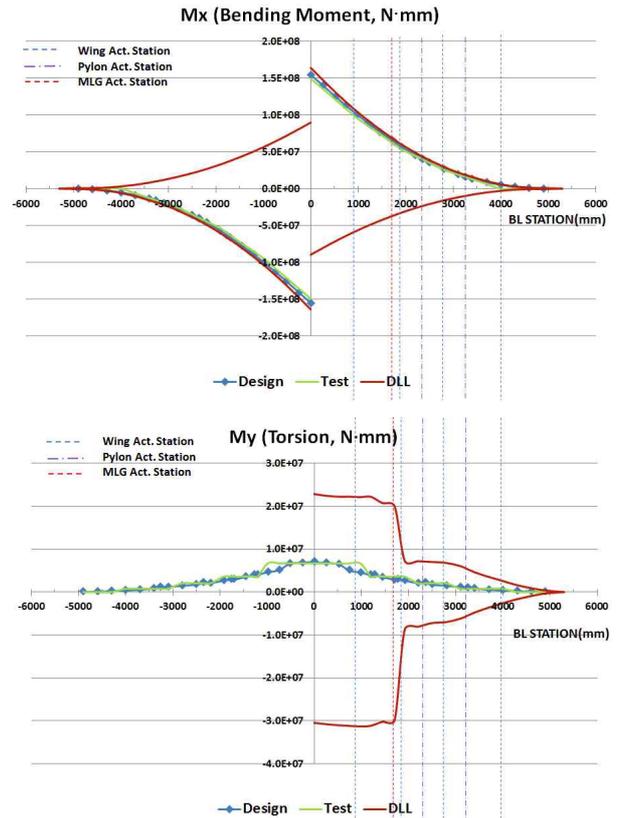
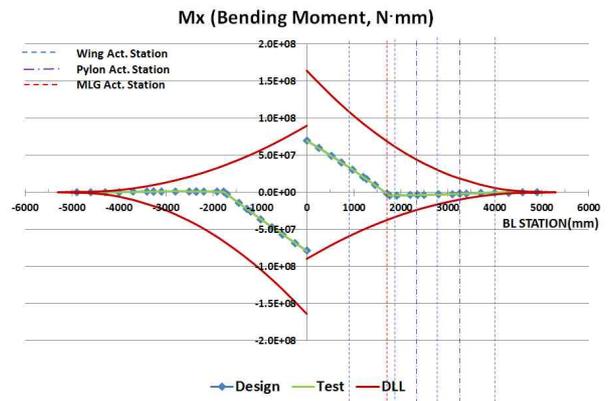


Fig. 1 Wing Bending Critical LC - Design vs. Test



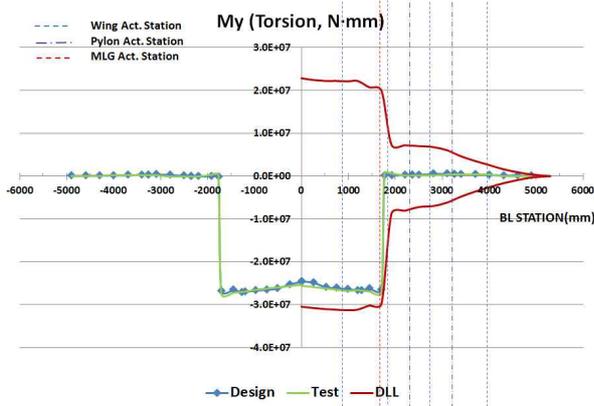


Fig. 2 Wing Torsion Critical LC - Design vs. Test

내구성시험 하중생성 마지막 과정은 내부하중 검토다. 생성된 Actuator하중에 의한 구조물의 내부하중이 설계하중과 차이가 있는지 최종 확인하는 절차이다. Table 2의 CP(Critical Point)들과 주요 하중을 지지하는 부재들에 대하여 내부하중을 확인하였다. Fig. 3은 CP01(Main Spar)에 대한 설계내부하중과 시험하중에 의한 내부하중비교 결과를 보여준다. 시험하중으로 생성된 내부하중이 설계하중의 내부하중과 비교하여 큰 오차 없이($\pm 5\%$) 생성되었음을 알 수 있다.

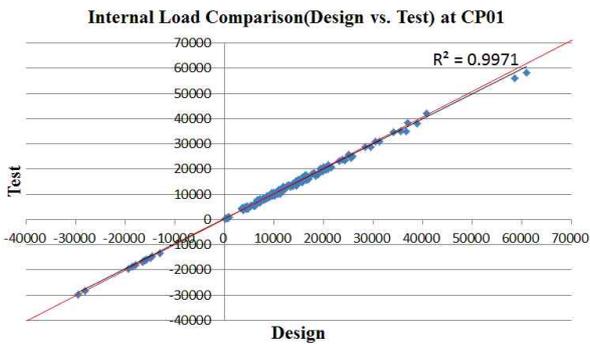


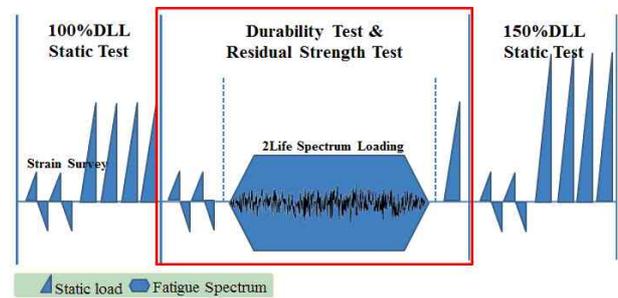
Fig. 3 Internal Load at CP01 - Design vs. Test

2.2 내구성시험 절차

본 수출형 기본훈련기 주익 구조시험은 정하중 시험과 내구성시험을 한 시험체로 수행하였다. 이전 시리즈 항공기에 대한 구조해석, 시험평가 정보가 충분했기 때문에 도전적으로 추진할 수 있었다.[4][5] 시험절차는 Fig. 4와 같이 설계제한하중 정하중시험, 2배

내구성시험, 마지막으로 설계극한하중(Design Ultimate Load) 정하중시험 순으로 수행되었다. 내구성시험은 Strain Survey후 2배수 스펙트럼 하중시험 그리고 120% 최대스펙트럼하중(Max. Spectrum Load)에 대한 잔류강도 시험(Residual Strength Test)순서로 수행하였다. 시험 중 구조물에 손상이 있는지 확인하기 위하여 육안검사와 비파괴 검사를 주기적으로 수행하였고 모든 시험이 완료된 후 시험 중 접근이 어렵거나 검사가 불가능한 영역에 대하여 Fig.12와 같이 시험체를 완전 분해하여 검사(Teardown Inspection)하였다.

Fig. 4 Durability Test Procedure



2.3 내구성시험 Set-up

주익 내구성시험은 Fig. 5와 같이 구성되었다. 전체 시스템을 Test Fixture안에 설치하였다. 주익을 중앙 고정 프레임위에 Pick Up Bolt로 연결시켰고 동체강성을 모사할 수 있도록 설계하였다. 주익이 고정 프레임에 연결된 상태에서 주익을 Cradle로 감싼 후 Actuator를 연결시켰으며 MLG Dummy와 Pylon Dummy도 주익에 고정한 후 Actuator를 연결하였다. Wing Cradle과 MLG, Pylon Dummy는 Actuator로 무게 보상을 해주었고 MLG 축방향 Actuator는 Count Balance 시스템을 이용하여 무게를 보상시켰다. 그리고 스트레인게이지와 변위게이지를 주요 하중 경로에 부착하여 시험체 이상유무를 모니터링 하였다.



Fig. 5 Main Wing Durability Test Set-Up

2.4 시험결과

내구성시험 착수 전 Strain Survey Test에서 Critical한 하중 조건에 대해서 최대스펙트럼하중의 50%수준의 하중을 부가한 후 Fig. 6과 같이 해석결과와 시험결과를 비교하였다. Test Set-up 및 Strain Gage상태가 이상이 없음을 확인한 후 내구성시험이 착수 되었다.

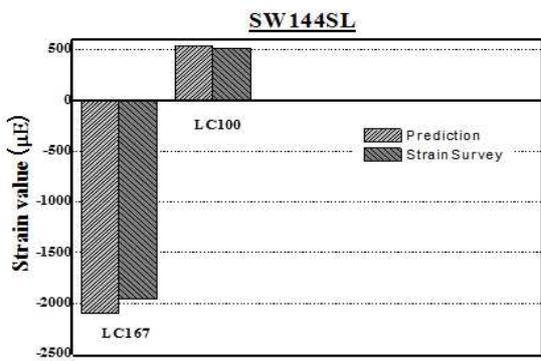
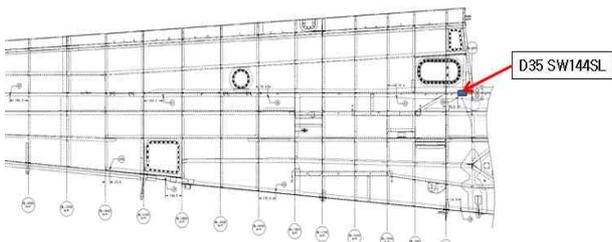


Fig. 6 Strain Survey Result

또한 Actuator가 정상적으로 작동하는지 확인하기 위하여 전체 시험하중조건에 대하여 입력하중과 Road Cell에서 나오는 응답하중을 Fig.7과 같이 비교하였다. Road Cell 용량 $\pm 2\%$ 내 오차 범위 내에서 시험이 정상적으로 수행되었다.

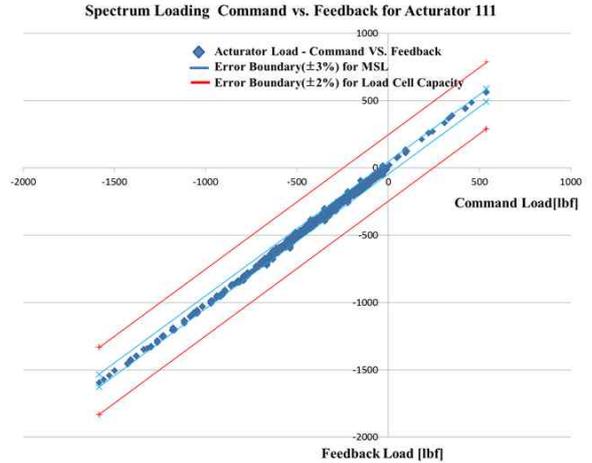


Fig. 7 Actuator Load - Command vs. Feedback

내구성 시험 중에는 Fig. 8과 같이 주요하중 경로에 부착된 Strain Gage에 대하여 Critical한 하중조건들의 Trend를 매 Block별 지속적으로 모니터링 하였다. 모니터링을 통하여 시험체 강도저하 유무를 확인하여 시험체 안전을 보장하면서 시험을 진행하였다. 또한 이상거동을 보이는 Strain Gage는 주변을 검사하여 시험체 이상 유무를 확인하면서 시험을 진행하였다.

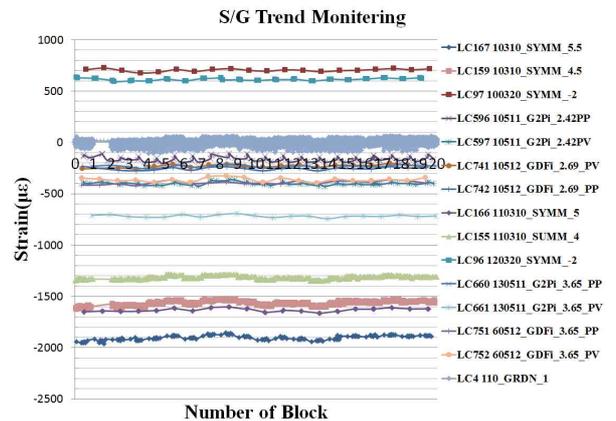


Fig. 8 Strain Gage Trend Monitoring Result

Critical한 위치에 Strain Gage를 부착하였지만 모든 영역에 부착할 수 없기 때문에 육안검사와 Fig. 9와 같이 비파괴검사를 주기적으로 수행하였다. 시험이 종료될때까지 주구조물에 결함은 발견되지 않았다.

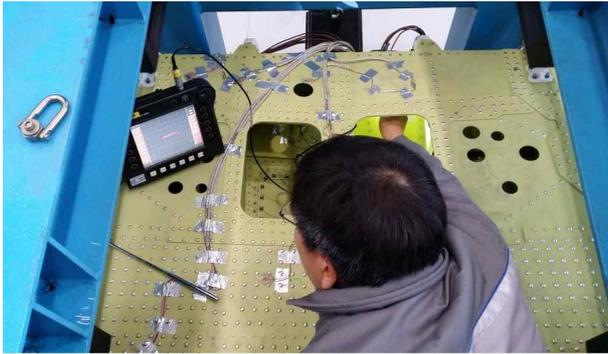


Fig. 9 Eddy Current Inspection

2배수 내구성시험 완료 후 120% Max. Spectrum Load 크기까지 잔류강도시험을 수행하였다. 본 시험의 목적은 무장형상에 대한 내구수명 및 잔류강도 만족 여부였다. 따라서 Fig. 10과 같이 Pylon부위에 가장 Critical한 하중조건에 대하여 잔류강도 시험을 수행하였다. Fig.11과 같이 잔류강도 시험 중 Strain Gage들에 특이한 거동이 없었고 검사결과 주요구조물에 결함이 없었다.

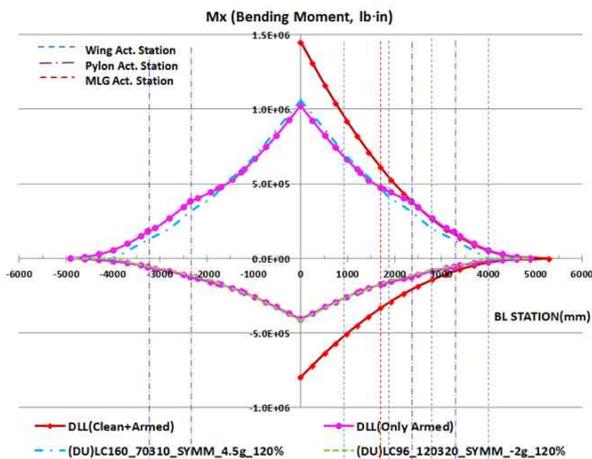


Fig. 10 Bending Moment Diagram for Residual Strength Load Condition

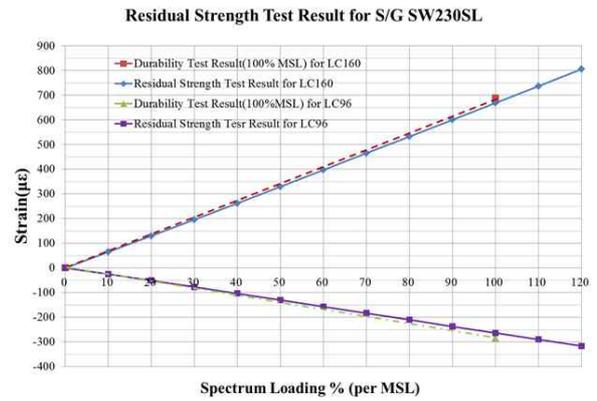


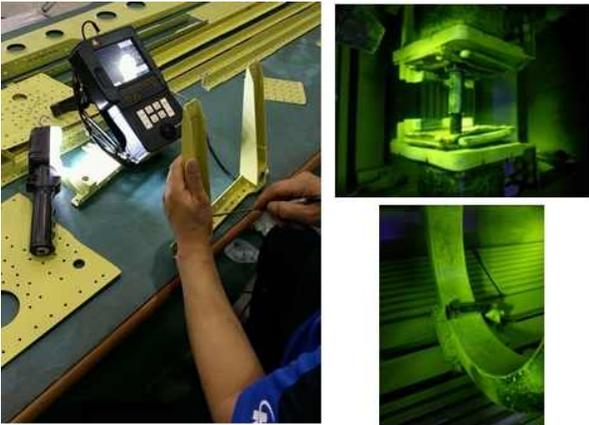
Fig. 11 Residual Strength Test Result

계속감항성(Continued Airworthiness)을 보장하기 위해 FFC(Fatigue and Fracture Critical) Part, 구조 시험 중에 접근 불가능한 영역, 그리고 시험 중 의심스러운 영역에 대하여 구조 건전성을 확인하기 위하여 모든 구조시험을 완료한 후 Fig.12와 같이 주요구조물을 분리하였다. 분리 후 각 파트에 대하여 Fig.13와 같이 와전류검사(ECI), 자분탐상검사(MPI) 수행하였다. 검사결과 구조물에 결함은 발견되지 않았다.



Fig. 12 Test Article Disassemble

Fig. 13. Teardown Inspection



3. 결론

수출형 기본훈련기의 주익에 대한 2배수 내구성시험과 잔류강도시험이 Functional Impairment와 Catastrophic Failure없이 성공적으로 완료되었다. 그리고 시험 중 수행한 주기검사와 분해검사에서 주구조물(PSE)에 특이사항이 없었다. 따라서 주요 구조물에 대한 설계수명과 잔류강도 요구도가 입증되었다. 또한 Critical부위에 대한 검사방법과 해석에 대한 신뢰성을 확보하였다.

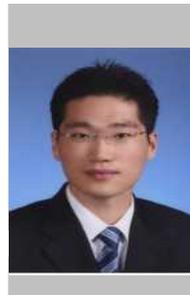
4. 후기

본 시험은 산업통산자원부의 통제기 복합무장 기술 개발 사업비용으로 수행되었습니다.

참고 문헌

- [1] 14 CFR Part 23, Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes
- [2] MIL-A-008866B, Airplane Strength And Rigidity, Reliability Requirements, Repeated Loads and Fatigue
- [3] KT1P-KAI-TD-STR-029, Durability Test Evaluation Report for KT-1P Wing
- [4] ASDC-501-981453, KTX-1 Wing Fatigue Analysis Procedure
- [5] 85PP0602, T-50 Airframe Durability Test Plan

저자 소개



박태규

2005년 한국항공대 기계공학과 졸업.
2007년 동 대학원 석사. 2007년~현재
한국항공우주산업(주) 기체해석팀 선임
연구원. 관심분야는 복합재 구조물 손
상허용 평가



박정규

현재 한국항공우주산업(주)
기체해석팀 수석연구원
관심분야는 항공기 구조물 내구성, 손
상허용평가 및 수명관리



문창오

현재 한국항공우주산업(주)
고정의 개발본부 기체해석팀장