

4인승 선미익 경항공기 전기체 정적 구조시험

Full Scale Airframe Static Test of 4 Seater Canard Airplane

신정우* **김성찬*** **김성준*** **채동철***
Shin, Jeong-Woo Kim, Sung-Chan Kim, Sung-Jun Chae, Dong-Chul

이상욱* **김태욱*** **심재열***
Lee, Sang-Wook Kim, Tae-Uk Shim, Jae-Yeul

ABSTRACT

In this paper, full-scale airframe static test of 4-seater canard airplane(the Firefly) was explained. From the results of the structural analysis, 5 design limit loads test conditions and 11 design ultimate loads test conditions were selected. Test loads analysis was performed and test fixtures and load control system(LCS) were prepared to realize the test loads. To protect the test article during the test, the overload protection system was prepared. Strain and deflection values were acquired through the data acquisition system(DAS) to verify the structural analysis results.

주요기술용어(주제어) : Full-Scale Static Test(전기체 정적시험), Canard Airplane(선미익기), Design Limit Loads(설계제한하중), Design Ultimate Loads(설계극한하중), Test Loads(시험하중), Overload Protection System(과하중 방지장치)

1. 서론

한국항공우주연구원은 쌍발 복합재 항공기와 4인승 선미익 경항공기(이하 반디호) 그리고 스마트 무인기 등의 개발을 통해 소형항공기 개발을 활발히 진행 중에 있다. 특히 반디호는 남극점 비행을 계기로 그 성능의 우수성을 인정받게 되었으며, 현재 수출을 목적으로 수출형 모델을 개발 중에 있다. 수출형 모델은 기존의 모델과 비교하여 많은 부분의 설계

가 변경되었으며, 이 수출형 모델에 대한 하중해석과 구조해석이 새로이 수행되었다. 현재 구조강도와 구조해석결과를 검증하기 위한 전기체 정적시험이 진행 중에 있으며, 현재 5가지의 설계제한하중(Design Limit Loads) 시험과 6가지의 설계극한하중(Design Ultimate Loads) 시험을 완료하였으며, 5가지 설계극한하중조건을 시험을 남겨놓고 있다.

구조시험을 위해서는 시험하중 산출, 하중부가치구, 하중제어 시스템 그리고 데이터 획득장비가 필요하다. 본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발중인 반디호 수출형 모델의 전기체 정적 구조시험에 대해 설명하고 있다.

† 2006년 5월 18일 접수~2006년 11월 10일 게재승인

* 한국항공우주연구원(KARI)

주저자 이메일 : jeongdal@kari.re.kr

2. 구조시험 목적과 요구조건

반디호는 FAR 23 일반급(Normal Category)을 적용하여 하중 및 구조해석을 수행하였다. 그러나 FAR 23.307에는 구조해석은 반드시 구조시험을 통해 검증이 되어야 함을 명시하고 있다. 즉, 구조시험 결과와 구조해석 결과가 유사한 값을 갖도록 항공기 설계 시 사용된 구조해석 기법을 보완해야 한다. 검증된 구조해석 기법을 사용하여 하중해석을 통해 선정된 모든 주요 설계하중조건에 대한 구조해석을 수행해야 한다. 구조해석결과는 설계허용치를 만족해야 하며, 만족하지 못하는 부분은 구조 보강을 수행해야 한다.

FAR 23.305에는 강도와 변형에 대해 다음과 같이 언급되어 있다.

- (a) 항공기 구조는 설계제한하중에서 유해한, 영구 변형(Detrimental, Permanent Deformation)이 없어야 한다.
- (b) 설계제한하중과 설계극한하중 사이에 국부적 파손 또는 구조적 불안정성이 있다 하더라도 설계극한하중에서는 적어도 3초간 파손(Failure)이 없어야 한다.

3. 시험하중

가. 시험조건 선정

하중해석^[1]을 통해 주요설계하중조건을 선정하게 되고, 구조해석을 통해 이중 설계제한하중 5개와 설계극한하중 11개의 구조시험 조건을 선정하였다. 구조시험조건 선정 시에는 각 부재별 최소안전여유를 고려하였고, 한 가지 시험으로 여러 부재의 파손모드를 파악할 수 있는 조건으로 선정하였다. 5개의 설계제한하중 시험조건은 2개의 전기체 시험조건과 3개의 국부하중시험조건으로 구성되고, 11개의 설계극한하중 시험조건은 5개의 전기체 시험조건과 6개의 국부하중시험조건으로 구성되며 표 1과 같다.

시험순서에서 L1은 첫번째 설계제한하중 시험조건을 뜻하며, U1은 첫번째 설계극한하중 시험조건을 뜻한다.

[표 1] Test Conditions of the Firefly

시험 순서	기동 조건	Critical Load Description
L1	수직 돌풍	Wing Max. S & BM
L2	정상 대칭기동	Wing Max T & High BM Fuselage Max. VS & VBM Canard Max. S, BM & T
L3	요기동	Rudder Local Test Rudder Max. S & HM
L4	롤기동	Aileron Local Test Aileron Max. S & HM
L5	피치기동	Elevator Local Test Elevator Max. S & HM
U1	요기동	Rudder Local Test Rudder Max. S & HM
U2	롤기동	Aileron Local Test Aileron Max. S & HM
U3	피치기동	Elevator Local Test Elevator Max. S & HM
U4	롤기동	Wing Max. T
U5	수직 돌풍	Fuselage VS & VBM
U6	피치기동	Wing Max. S & BM
U7	수직 돌풍	Wing Max. S & BM
U8	정상 대칭기동	Wing Max T & High BM Fuselage Max. VS & VBM Canard Max. S, BM & T
U9	요기동	Vertical Tail/Boom Local Test Vertical Tail Max. S & BM
U10	지상하중	Nose Landing Gear Supporting Structure Test
U11	지상하중	Main Landing Gear Supporting Structure Test

주) S : 전단력(Shear Force)

BM : 굽힘 모멘트(Bending Moment)

T : 비틀림(Torsion)

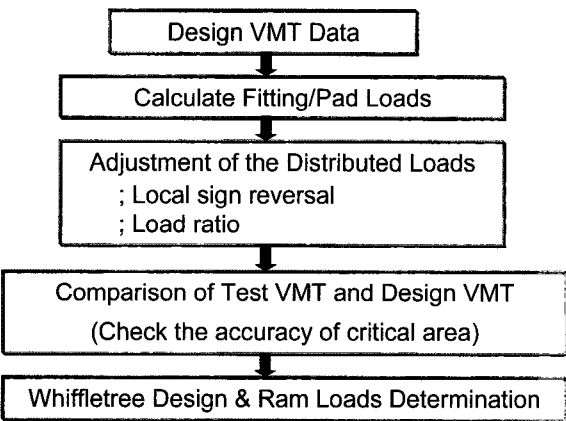
VS : 수직 전단력(Vertical Shear)

VBM : 수직 굽힘 모멘트(Vertical Bending Moment)

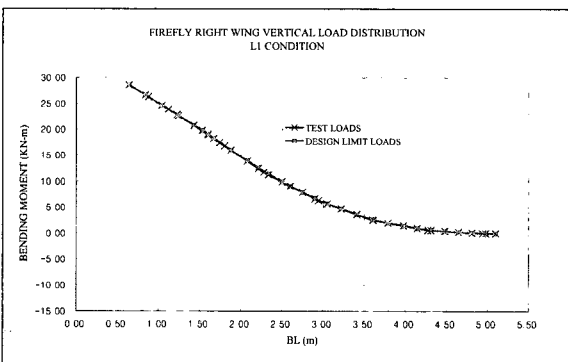
HM : 힌지 모멘트(Hinge Moment)를 나타낸다.

나. 시험하중산출

항공기 정적 구조시험을 위해서는 설계에 사용한 하중을 정확히 재현해야 하며, 실제 시험체에 부가하는 시험하중의 정확한 산출이 필수적인 요소가 된다. 이러한 시험하중의 해석에는 우선 다음의 사항들이 고려되어야 한다. 첫째, 각 시험조건에서 어느 부분의 어떤 하중 성분이 특히 중요한지를 파악하고, 해당되는 시험하중의 정확도를 높게 유지해야 한다. 둘째, 구조시험의 경우, 정해진 일정 내에 많은 조건들을 시험해야 하므로 시험의 정확성뿐만 아니라 효율적인 수행을 고려해야 한다. 즉, 시험조건이 바뀔 때 휘플트리(Whiffletree) 등 하중 부가 시스템의 설치 및 변경을 가급적 최소화할 수 있는 개념이 시험하중해석 단계에 도입이 되어야 한다.

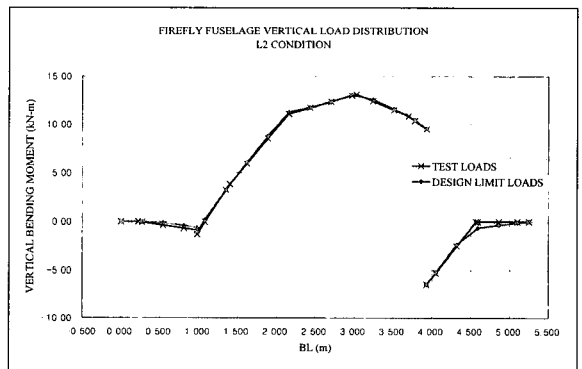


[그림 1] Procedure of Test Loads Analysis



[그림 2] Comparison of Wing Bending Moment for L1 Test Condition

시험하중산출의 대략적인 과정은 그림 1과 같다. 시험하중 해석을 위해서는 각 시험조건별로 설계하중이 필요하다. 시험하중의 부가를 위해 날개에 패드(Pad)와 스트랩(Strap)을 사용하였다. 연속적인 분포를 보이는 설계하중 VMT(전단력, 굽힘 모멘트, 비틀림 모멘트)로부터 힘과 모멘트의 평형식을 이용하여 패드/스트랩에 하중을 분산시키는 과정을 수행한다. 이러한 하중 분산을 통해 설계하중의 VMT를 정확히 구현할 수 있는 패드/스트랩 하중을 일차적으로 구하게 되며, 다음 단계에서는 실제 시험에서 사용하는 하중부가 시스템을 고려하여, 하중비, 하중 방향, 하중 크기 등을 조정하게 된다. 이러한 과정을 거쳐 산출된 시험하중의 VMT는, 설계하중의 VMT와 비교하여, 임계영역에서 2%이하의 오차를 갖도록 하였다. 그림 2는 L1 시험조건에서의 주익 설계하중과 시험하중 굽힘모멘트 선도이며, 그림 3은 L2 시험조건에서의 동체 설계하중과 시험하중 수직 굽힘모멘트 선도이다. 시험하중과 설계하중의 VMT가 잘 일치함을 알 수 있다.



[그림 3] Comparison of Fuselage Vertical Bending Moment for L2 Test Condition

다. 균형하중산출

항공기 각 부분의 시험하중을 산출한 후 전기체 균형을 잡기 위한 균형하중을 산출해야 한다. 주의, 커나드, 동체의 시험하중을 각기 산출한 후 각 부분의 하중을 합하면 전기체 균형이 맞지 않으며 균형을 잡기 위한 하중을 가해줘야 한다. 전기체 시험의 균형하중은 크지 않으며, 6자유도 구속을 위한 자세제어

시스템(Constraint System)을 이용하여 균형하중을 구현하였다. 자세제어시스템은 시험치구에서 자세히 설명한다. 그림 4는 L1 조건의 균형하중을 가하는 위치와 하중의 크기를 보여주고 있다.

L1		kgf			mm			kgf mm		
		Fz	Fy	Fx	FS	BL	WL	Mx	My	Mz
Right Wing	A	-81.5			3336	1266		-703261	272049	0
	B	413.2			4101	2616		1636221	-1694740	0
	C	447.0			4579	4086		1826076	-2046619	0
	D	54.4			4675	931		50676	-254480	0
	E	97.7			5012	2554		249489	-499866	0
	F	131.2			5123	3955		518913	-672092	0
	Boom	-50.1	89.7		5736	1600	-84	-72549	287108	514654
Sum		1011.9	89.7	0.0				3550267	-4598465	514654
Left Wing	A	-81.5			3336	-1266		103261	272049	0
	B	413.2			4101	-2616		-1060521	-1694740	0
	C	447.0			4579	-4086		-1826076	-2046619	0
	D	54.4			4675	-931		-50676	-254480	0
	E	97.7			5012	-2554		-249489	-499866	0
	F	131.2			5123	-3955		-518913	-672092	0
	Boom	-50.1	-89.7		5736	-1600	-84	72549	287108	-514654
Sum		1011.9	-89.7	0.0				-3550267	-4598465	-514654
Right Canard	RCANA	613.0			1011	1387		850084	-620033	0
	LCANA	613.0			1011	-1387		-850084	-620033	0
Sum		1226.0	0.0	0.0				0	-1240066	0
Fuselage	FA	-1133.3			1779	0		0	2016169	0
	FB	-848.4			3226	0		0	2738769	0
	Engine	-1098.9			4583	0		0	5014583	0
Sum		-3080.7	0.0	0.0				0	9767521	0
Total Sum		169.1	0.0	0.0				0	-689475	0
Engine Mount	All(Restrnt)		0.0	0.0	6415	0	240	0	0	0
	S(Restrnt)				6285	138	240	0	0	0
	W(Restrnt)	3.6			848	0	-952	0	-3032	0
	S(Restrnt)		0.0		848	115	-791	0	0	0
MLG Left	W(Restrnt)	-87.2			3903	-784	-629	69279	340344	0
	V(Restrnt)	-85.5			3887	800	-629	-68172	-327166	0
Sum		-169.1	0.0	0.0				0	689475	0
Total		0.0	0.0	0.0				0.0	0.0	0.0

[그림 4] Balance Loads for L1 Test Condition



[그림 5] Test Article and Dummy Structure

4. 시험체(Test Article)

본 시험을 위한 정적 시험체는 반디호 수출형모델의 개발과정 실험기인 3호기이며, 4호기인 비행시제기와 구조적인 관점에서 동일하게 제작되었다. 항공기의 전기/전자, 연료, ECS, 항법시스템, 유압/공압

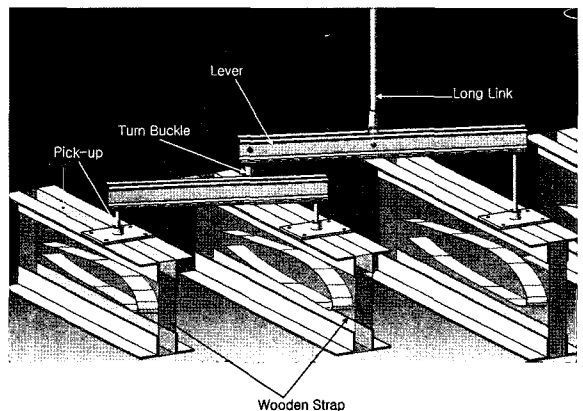
시스템 등은 내부응력에 영향을 주지 못하므로 장착하지 않았고 전방 착륙장치, 주 착륙장치, 엔진, 조종면 고정장치는 모조 구조물(Dummy Structure)을 사용하여 하중부가를 실제 구성품과 유사하게 모사할 수 있도록 하였다(그림 5).

5. 시험치구(Test Fixture)

시험체에 하중을 부가하기 위해 시험치구를 설계 제작하였다. 시험치구는 주 프레임, 하중부가시스템, 자세제어시스템, 중량보상시스템으로 구분할 수 있다.

가. 주 프레임(Main Frame)

구조시험을 수행하는 동안 시험체에 하중을 부가하기 위하여 사용되는 유압작동기(Actuator)를 고정 및 지지하는 구조물로서 주로 H-형강을 사용한 트러스 구조물로 구성되어 설계하였다. 주의 및 중앙동체 부분은 주 기둥 8개, 종 방향 빔 4개, 횡 방향 빔 6개, 전후방 보조 받침대 8개로 구성하였고, 전방동체 및 커나드 부분은 주 기둥 4개, 종 방향 빔 2개, 횡방향 빔 2개, 전후방 보조 받침대 2개, 측면 보조 받침대 4개로 구성하였다. 간단한 계산을 통하여 주 프레임의 강도를 검증하였다.



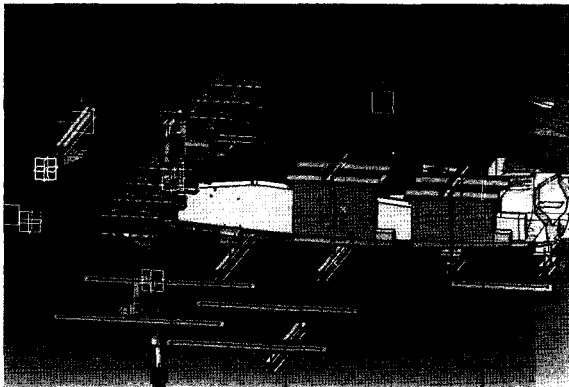
[그림 6] Wing Loading System

나. 하중부가시스템>Loading System)

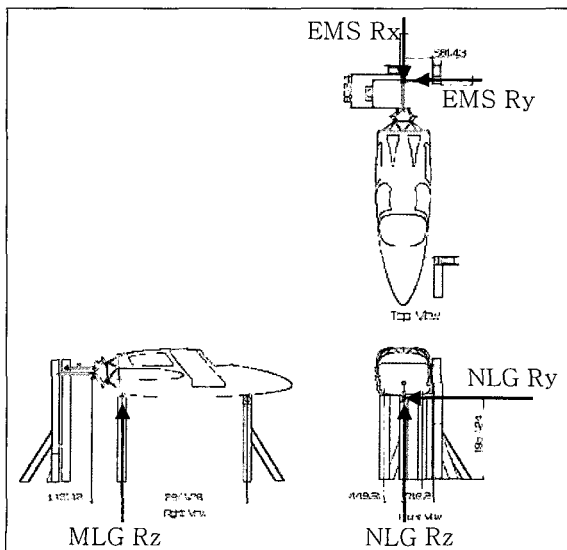
하중부가시스템은 휘플트리, 롱링크(Long Link), 모

조 구조물로 나눌 수 있다. 주익, 커나드, 수직미익의 휘플트리는 우든 스트랩(Wooden Strap), 패드, 픽업(Pick-up), 턴버클(Turn Buckle), 레버(Lever)로 구성되며 롱링크를 통해 유압작동기로 연결된다(그림 6). 휘플트리 설계하중은 각 시험하중의 휘플트리 구성도에서 각 단별 전단력과 모멘트 최대값을 기준으로 설계하였다.

동체의 휘플트리는 우든 스트랩 대신 그림 7과 같이 동체 킬빔(Keel Beam)에 말안장 모양의 치구를 설치하였다. 엔진에는 모조 구조물을 설치하여 엔진의 관성하중을 구현하였다.



[그림 7] Fuselage and Canard Loading System



[그림 8] Restraint System for the Firefly

다. 자세제어시스템(Constraint System)

자세제어시스템은 시험체가 하중을 받는 동안 강체 이동이 되지 않도록 구속하는 역할을 하며, 이를 위해 6자유도가 구속되어야 한다. 구속지점들은 NLG(Nose Landing Gear), MLG(Main Landing Gear) 2개, EMS(Engine Mount System)를 사용하였고, 그림 8과 같이 3개의 수직방향, 2개의 수평방향, 그리고 1개의 축방향 강체운동을 제한하였다. 구속지점에는 로드셀을 장착하여 시험하는 동안 반력을 감시하였다. 특히 3개의 수직반력은 그 값이 매우 커서 비상시 시험체에 손상을 가할 우려가 있으므로 유압작동기를 장착하여 감시뿐만 아니라 과하중 방지 장치로 사용하였다. 과하중 방지는 시험장비 부분에서 자세히 설명한다.

라. 중량보상시스템

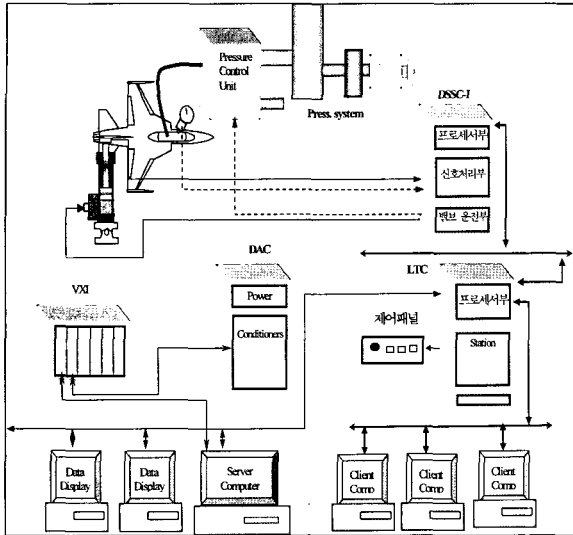
중량보상(Counter Balance)의 목적은 시험체와 모조구조물 그리고 하중 부가 시스템의 중량을 보상하는 것으로서 시험체에 무응력 상태(Zero Stress State)를 구현하는 것이다.

주익과 커나드에는 유압작동기에 초기하중(Tare Load)을 중량보상하중 만큼 가하여 시험체와 하중부가시스템의 중량을 보상한다. 동체는 시험체 중량과 모든 하중부가시스템, 엔진(Engine) 모조 구조물 그리고 수평 자세제어 시스템을 번지(Bungee Cable)와 저울을 이용하여 중량을 보상하였다. 수직미익의 하중 부가장치는 번지를 이용하여 수평을 이루도록 하였다. 착륙장치 모조 구조물은 별도의 중량보상 시스템을 사용하지 않고 자세제어 시스템이 중량을 지지한다.

6. 시험장비

가. 하중제어장치(Load Control System)

전기체 구조시험장비는 미국MTS사의 Aero-90 시스템이고, 그림 9와 같이 주제어장치(LTC), 서보제어장치(DSSC), 그리고 데이터획득장치(DAC)등으로 구성된다^[2]. 주제어장치와 서보제어장치는 구조시험 시험체에 시험하중을 적용할 유압작동기를 제어하는 시스템으로 30개의 물리적 채널을 사용하였다. 유압 작



[그림 9] Integrated Structural Test System

동기에는 하나의 로드셀과 서보밸브가 부착되어 시편에 시험하중이 작용되어 진다. 시험에 사용된 로드셀은 이중의 신호가 출력되는 로드셀을 사용하였다. 서보밸브는 시험하중에 해당되는 명령신호와 로드셀에서 출력되는 실시간 시험하중사이의 오차신호가 서보밸브에 적용되어 유압작동기의 유량 및 압력을 제어하여 시험체에 시험하중을 적용하도록 한다. 이와 같이 하나의 물리적인 채널은 유압 작동기에 부착된 로드셀의 신호를 처리하기 위한 로드셀 신호처리 보드 2개와 유압 작동기를 최종적으로 제어하기 위한 서보밸브에 신호를 출력하여 주는 서보밸브 운전 보드 1개가 할당되어 진다.

구조시험에 사용된 유압 작동기는 24개이며, 항공기의 평형 유지 및 반력을 감시하기 위하여 6개의 물리적 채널이 적용되었다. 24개 유압 작동기중 21개 유압 작동기는 시험체에 직접적인 시험하중을 적용하였으며, 3개의 유압 작동기는 항공기의 평형유지 및 시스템 정지 시 항공기 시편에 과하중을 방지하고자 수직자세제어시스템에 적용하였다.

시험중 항공기 부분의 강성 및 스트레인을 측정하기 위한 변위센서는 최대 26채널이 사용되었으며, 스트레인 게이지는 최대 322채널을 적용하였다. 데이터 측정 장비는 미국 Agilent사의 E1529A 스트레인 컨디셔닝 모듈(Strain Conditioning Module)을 적용하

였다.

나. 과하중방지장치(Overload Protection System)

과하중방지장치는 미터링밸브(Metering Valve)와 하중제한밸브(Load Limit Valve)를 이용하는 방법 2가지로 나눌 수 있다.

미터링 밸브는 비상시험중단(Dump, 덤프) 시 시험체에 급작스러운 과하중을 방지하는 장치이다. 하중이 시험체에 가해지고 있는 상태에서 덤프가 되었을 때, 모든 유압작동기의 하중이 같은 비율로 초기상태에 도달하지 않게 된다. 이로 인해 일부 유압작동기에는 급격한 과하중이 생기게 된다. 이를 해소하기 위해 미터링 밸브를 사용하였다^[3].

하중제한 밸브는 유압작동기가 가할 수 있는 하중을 기계적으로 제한하는 장치이다. 시험 수행 시 유압 작동기에 설정하중 이상의 하중이 작용하게 되면 실린더 안의 작동유가 하중제한 밸브의 오리피스를 통하여 드레인 라인(Drain Line)이나 리턴라인으로 흐르게 되어 설정하중 이상의 하중을 작용할 수 없게 된다.

7. 시험결과

가. 시험수행

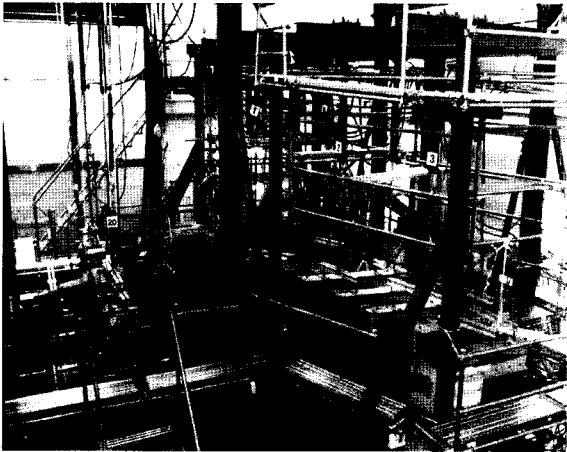
그림 10은 시험체에 모든 시험치구와 장비가 설치된 모습이며 시험 준비가 모두 끝난 상태이다.

전기체 정적시험은 2단계로 나누어 진행한다. 첫 단계는 비행 시제기의 초도 비행 전에 확인해야 할 최대하중조건과 조종면에 관한 설계제한하중시험이며, 두 번째 단계로 설계극한하중시험과 국부시험이 결정되었다.

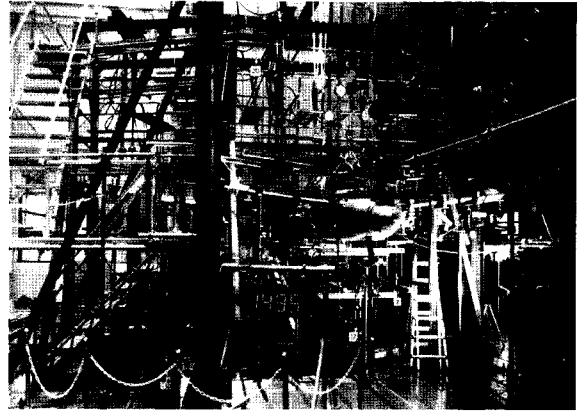
설계제한하중시험에 적용할 시험하중형상은 그림 11과 같다. 매 시험전에 40% DLL(Design Limit Loads) 스트레인 획득을 통해 셋업을 점검하고 100% DLL 시험에서의 스트레인 값을 예측하여 시험의 수행여부를 결정한다. 100% DLL 시험하중 부가 시에는 40% DLL을 사전 수행하여 구조이음부의 이완을 조절한 후 스트레인 0(Zero)의 값을 교정하게 된다. 설계극한하중시험은 설계제한하중시험을 수행한 후

그림 12와 같은 150% DLL 시험하중형상을 한 번 더 수행한다.

그림 13은 150% DLL 시험하중에 도달한 모습이다. 주익과 커나트가 150% DLL 하중에서 많은 변위를 가짐을 보여주고 있다.



[그림 10] The Firefly Structural Test Setup

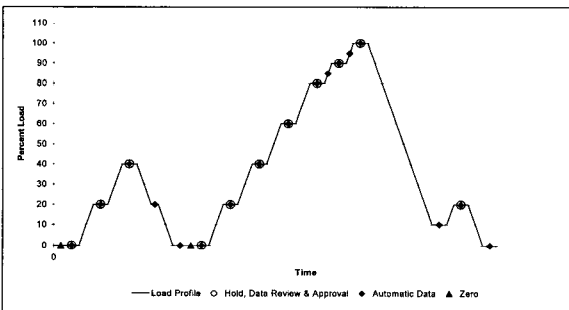


[그림 13] 4th Condition of Ultimate Load Test

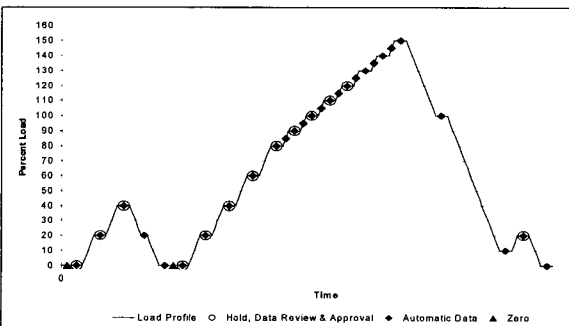
나. 시험결과

시험체에 112개의 스트레인 게이지와 26개의 변위 게이지를 장착하였고, 시험의 결과로서 스트레인과 변위를 획득하였다. 그림 14는 주익의 스트레인 게이지 위치를 보여주고 있으며, 그림 15는 항공기 전체에 부착된 변위 게이지의 위치를 보여주고 있다. 특히 주요 부위에 대해서는 실시간으로 스트레인을 모니터링 하여 항복 발생과 파손여부를 감시하였다.

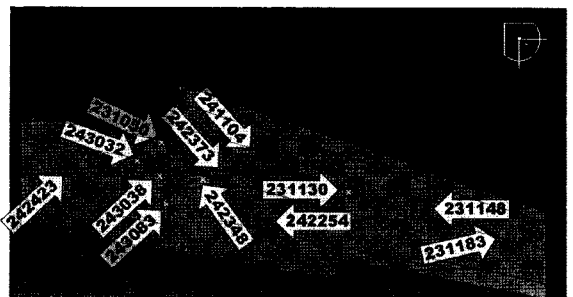
그림 16과 17은 L1 시험조건에서 획득한 주익의 스트레인과 변위 값이다. 주익 위쪽면과 아래쪽면 스파캡의 해석과 시험결과를 보여주고 있으며, 해석과 시험결과가 잘 일치하고 있음을 보여주고 있다. 주익 스파캡의 최대 변형률은 $4566\mu\epsilon$ 이며, 설계극한하중에서는 $6750\mu\epsilon$ 으로 예측된다. 이는 설계 허용치를 넘어서는 값으로 현재 검토 중에 있으며, 구조시제기 및 비행시제기의 구조 보강이 요구된다. 주익 바깥쪽(Outboard)에 설치된 변위센서의 최대 변위는 319



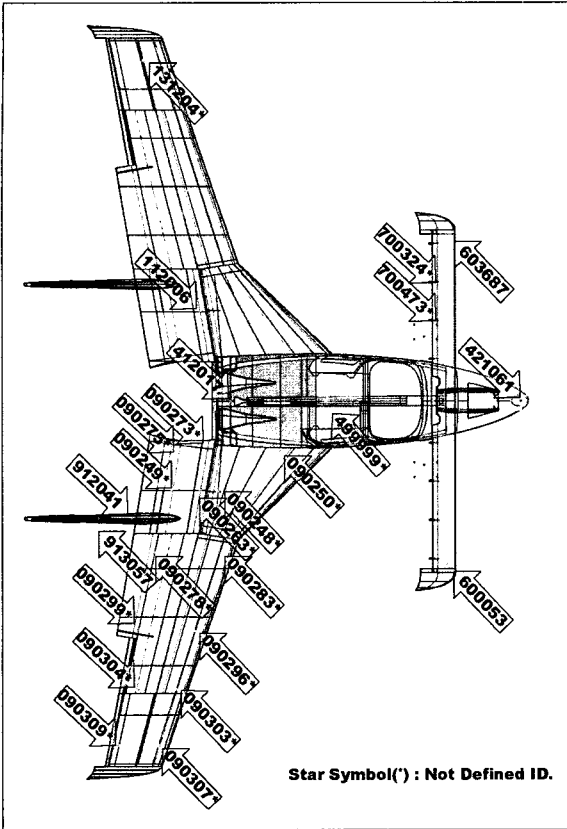
[그림 11] Test Profile of 100% DLL



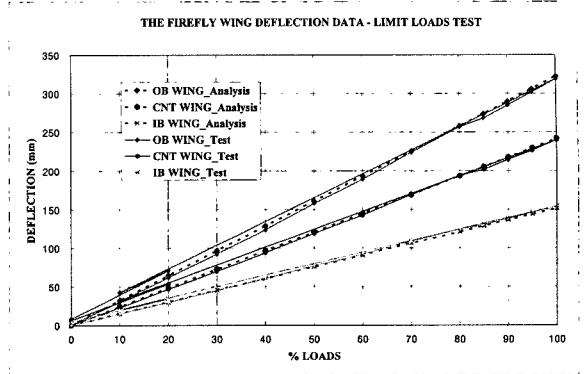
[그림 12] Test Profile of 150% DLL



[그림 14] Strain Gage Location



[그림 15] Deflection Gage Location

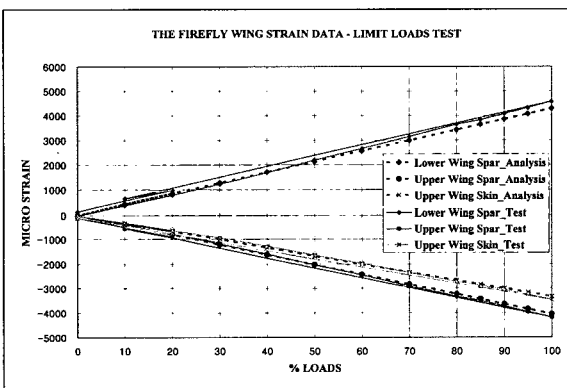


[그림 17] Deflection Data for L1 Test Condition

5가지의 설계제한하중시험을 수행한 결과 시험체에 영구 변형이 일어나지 않았으며, 이는 앞에서 언급한 구조시험 요구조건을 만족한 것이다. 현재 설계극한하중 시험이 진행 중에 있다.

8. 결론

본 논문은 반디호 수출형 모델의 전기체 정적 구조 시험의 절차와 그 결과에 대해서 간략하게 기술하였다. 전기체 정적구조시험을 위해서 시험하중을 산출하였고, 이를 시험체에 모사하기 위한 하중부가치구와 하중제어시스템을 준비하였다. 데이터 획득 장비를 통해 시험결과를 획득하였다. 획득된 시험결과는 구조해석 결과에 반영하게 되며, 이를 통해 구조 건전성을 검증하게 된다. 정적시험은 개발 항공기의 구조적 건전성을 검증함에 있어서 반드시 수행되어야 하며, 인증에는 필수적인 요소이다. 반디호 수출형 모델에 대해 5가지의 설계제한하중시험을 완료하였으며 어떠한 영구 변형도 일어나지 않았다. 현재 설계극한하중시험이 진행 중에 있다.



[그림 16] Strain Data for L1 Test Condition

mm이며, 이는 주의 끝단에서의 값이 아니다. 주의 끝단에 변위 센서를 설치 할 수 없어 약간 안쪽에 부착하였다. 설계극한하중에서 주의 끝단에서의 최대 변위는 약 500mm로 추정된다.

참 고 문 헌

- [1] 신정우, 이상욱, 김태욱, 황인희, “4인승 선미익기 비행하중해석”, 한국항공우주연구원 Technical Memo, KARI-AUG-TM-2005-013.

[2] 심재열, 황인희, 류정주, “전기체 구조시험설비”,
항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp.47~50,
1999.

[3] 김성찬, 김성준, 황인희, “전기체 구조시험의 피크
하중 해소방안 개발”, 항공우주학회 춘계학술발표
회 논문집, pp.422~425, 2004.