

<論文>

선미익형 항공기 구조시험

김진원*, 안석민*, 정도희**, 송병흠**

Canard Type Aircraft Structural Test

Jin-Won Kim*, Soek-Min Ahn*, Do-Hee Jung**, Byung-Heum Song**

Abstract

A canard type aircraft, which has good wing stall and stall/spin-proof characteristics, is under development. The aircraft prototype has full-depth core sandwich type wing and fixed landing gear, and has been built for test flights. Newly developing aircraft will be equipped with retractable landing gear and conventional foam core sandwich laminate structures and multi-rib wings. In this study, we present the structural test procedure and result for aircraft Firefly.

I. 서 론

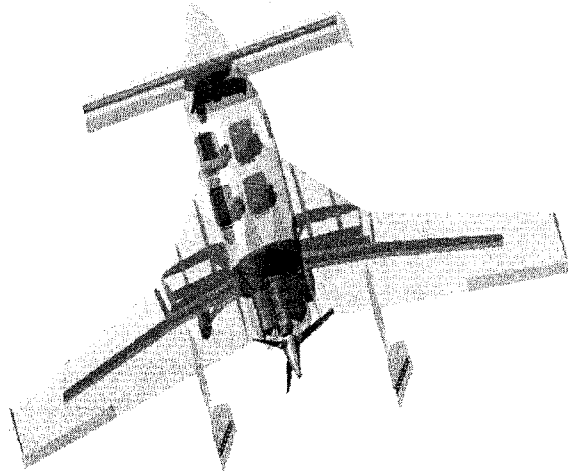
선미익형 항공기 반디호(Firefly)는 복합재를 사용하여 현재 시제 1호기 및 2호기가 제작 완료되었다 [1]. 1호기는 시험비행을 완료하고 남북극점 경유 세계일주 비행을 수행하고 있으며, 2호기는 성능개량을 위한 비행시험에 사용되고 있다[1]. 1, 2호기에 비하여 3, 4호기는 주익 구조를 많이 변경 하여 제작 방식을 개선하고 기존의 고정형에서 인입식 착륙장치로 개선한 개량형으로 진행중에 있다.

현재 신영중공업(주)과 항공우주연구원이 양산 체제 구축을 위하여 비행시제기를 제작중에 있다. 일반적으로 개인이 제작하는 시험용 항공기는 곡면제작이 용이한 복합재를 이용하여 제작되고 있으며, 제작 방법에 따라 크게 상온용과 고온용으로 구분된다. 시제 1, 2호기의 주익/미익/동체 등을 폼코어를 열선 가공하여 형태를 만든 후 유리섬유천을 상온 적층하는 방식으로 몰드 없이 템플레이트를 이용하여 제작되었다[그림 1]. 수출을 위한 개량형의 경우는 세미-샌드위치 방식으로 얇은 폼 코어를 외피에 부착시키고, 스파와 리브로 내부 구조를 구성하는 방식으로 개발하고 있다[그림 2]. 이러한 개량형 구조는 몰드가 필요하며, 몰드를 이용하기 때문에 제품제작이 용이하고, 품질을 균일하게 할 수 있는 장점이 있다[3]. 반디호 제작을 위한 주요 몰드는 동체, 킬빔, 주익, 미익부, 각종 스파류, 엔진 카울 등이 있다.

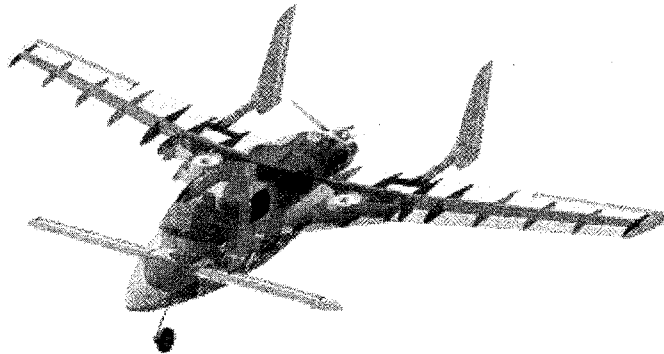
반디호 몰드 개발 과정의 특징은 대형 부품이지만 각 조립품의 마스터 몰드를 하나로 하여 분리형 적층 몰드를 제작함으로써, 일반적으로 대형 부품의 마스터를 여러 개 제작하였을 때 마스터 제작 오차가 조립 시 문제를 발생하는 단점을 보완하였다. 표 1에 개발중인 반디호 두 종류에 대한 설명을 나타내었다.

*한국항공우주연구원

**한국항공대학교



<그림 1> 일반품질 반디호



<그림 2> 수출형 반디호

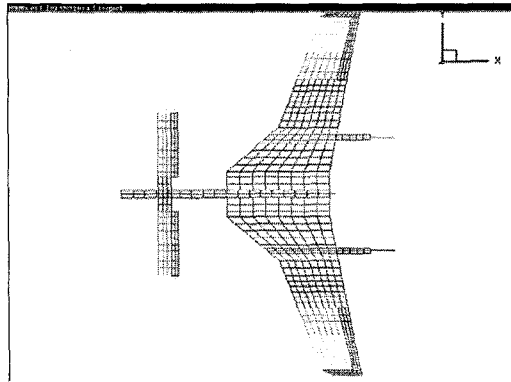
<표 1> 반디호 형식 비교

	일반품질	고품질
복합재료	수입품	국산 (약 80%)
착륙장치	고정식 (판스프링)	접개들어식 (Oleo)
주익 구조	Full Depth Foam	리브 보강 형식
주익 스파캡	일방향 카본	일방향 글래스
폼	수입	국산

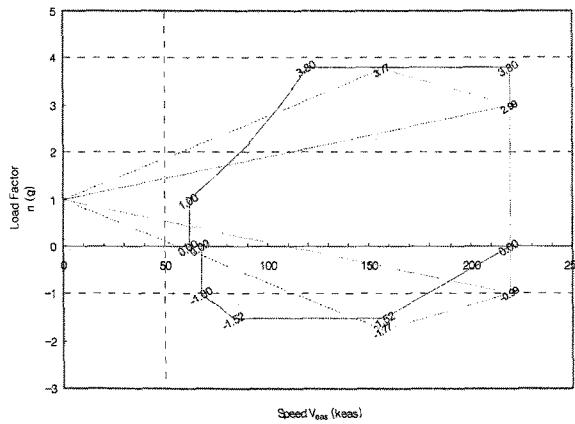
II. 본 론

1.1 구조시험 개요

현재 항공기 개발을 위하여 FAR23 기준에 맞는 비행 하중 소프트웨어인 ARGON을 사용하여 공력 모델(그림 3)을 생성하였으며 V-n 선도(그림 4)를 이용하여 다양한 기동조건 및 중량에 대한 하중해석을 수행하였다.



<그림 3> Aerodynamic Model



<그림 4> V-n Diagram

구조시험은 표 2와 같은 조건에 따라 수행되었다. 구조시험은 진행중 치구와 더미구조 부분의 기술적인 문제로 여러번 수정이 가해져 왔으며 최종 극한하중 조건까지 수행되었다.

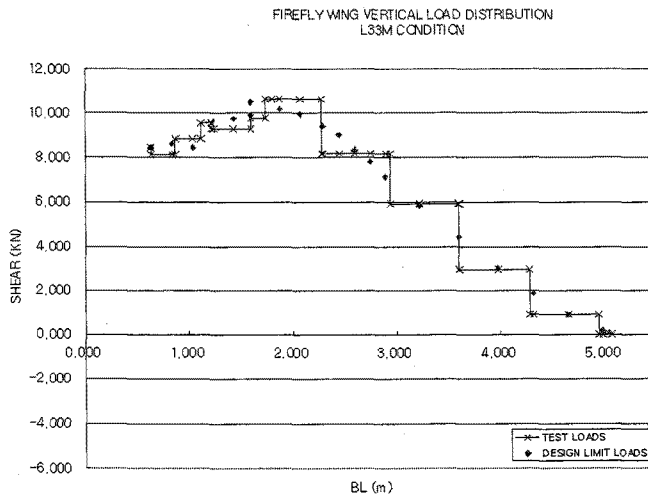
구조시험조건에서 L과 U는 각각 한계조건(Limit Condition) 과 극한조건(Ultimate Condition)을 나타내며 하중을 구별하기 위한 명칭을 나타낸다. 항목 "%Limit Load"는 시험 당일 도달한 하중값을 나타낸다.

<표 2> 시험조건

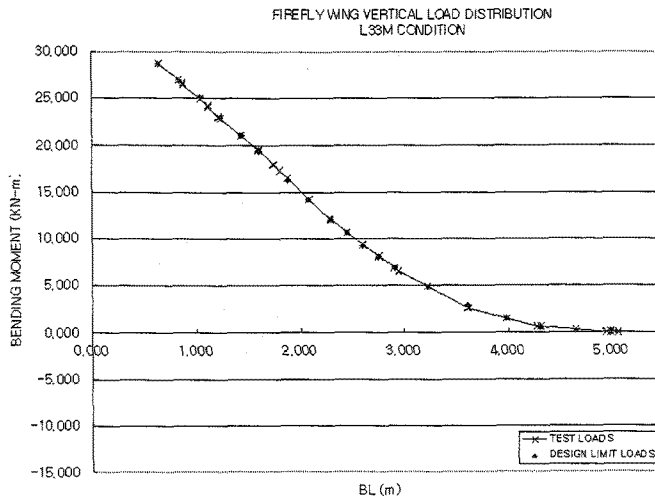
Test Cond	Load Cond	Date	% Limit Load	Maneuver	Note
L1	L3M	04/08/18	40%	Yaw	VT Local Test, Max. VT Shear
		04/08/27	50%		
		04/09/02	78%		
		04/09/30	100%		
L2	L31M	04/10/07	60%	Pull-up	High BM & Max. T
		04/10/14	100%		
L3	L19M	04/11/02	100%	Pitch	High BM
U1	L33M	04/11/10	105%	Roll	Min. T (Aileron Deflection)
		04/11/17	105%		
		04/11/22	92%		
		04/11/29	150%		
LU1	L29M	04/12/03	120%	Pitch	Max. BM & High T
		04/12/10	150%		

주익의 한계 하중조건 3개와 극한하중조건 한가지에 대하여 수행되었으며 수직미익 극한조건 한가지에 대하여 구조시험을 실시하였다. 항공기는 대칭으로 제작되므로 입력 하중은 우측주익을 기준으로 좌측주익은 단지 힘평형을 맞추는 개념의 구조시험을 실시하였으므로 우측에 비하여 작은 하중이 사용되었다.

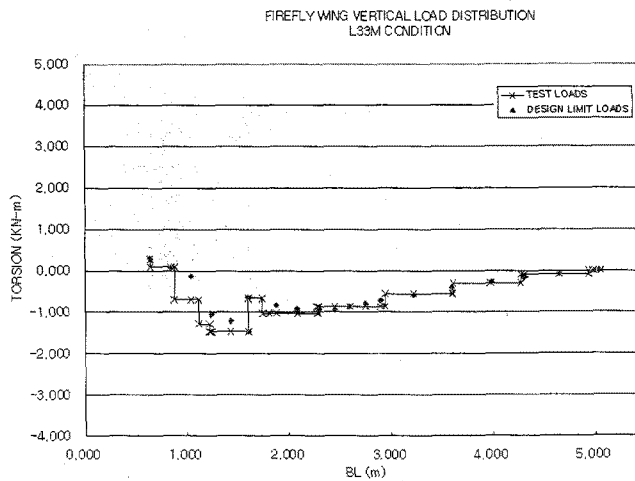
그림 5 ~ 7은 5가지 조건중에 가장 Critical 한 L33M 조건에 대하여 주익의 전단력, 굽힘력, 비틀림력 선도를 나타낸다.



<그림 5> 주익, 전단력 선도



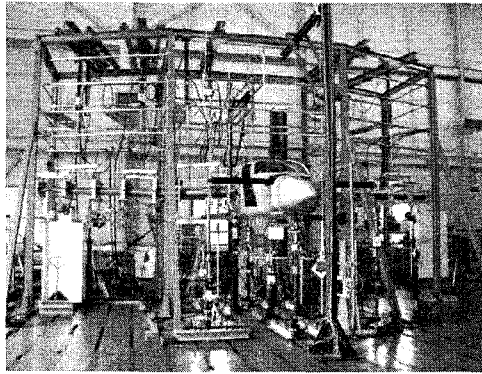
<그림 6> 주익, 굽힘력 선도



<그림 7> 주익, 비틀림력 선도

1.2 중량보상시스템

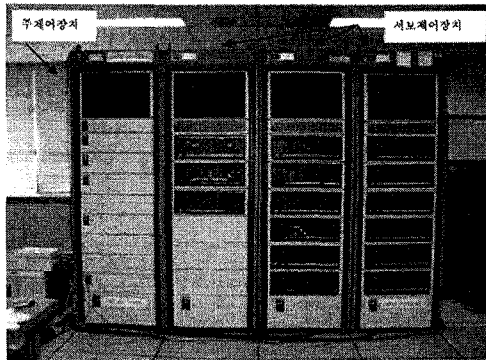
중량보상은 시험체와 모조구조물 그리고 하중 부가 시스템의 중량을 보상하는 것으로서 시험체에 무응력 상태(Zero Stress State)를 구현하는 것이다. 주익에는 유압작동기에 초기하중(Tare Load)을 중량보상하중 만큼 가하여 시험체와 하중시스템의 중량을 보상하였다. 번지줄(Bungee Cord)과 저울을 이용한 중량보상 시스템을 추가로 설치하였다. 커나드(Canard)와 엔진(Engine) 모조 구조물(Dummy Structure)은 번지와 저울을 이용하였고, 수평 하중부가 시스템 그리고 수평 자세제어 시스템(Constraint System)은 번지만을 이용하여 중량을 보상하였다. 동체 중량, 동체 치구 그리고 착륙장치 모조 구조물은 별도의 중량보상 시스템을 사용하지 않고 자세제어 시스템이 중량을 지지하였다.



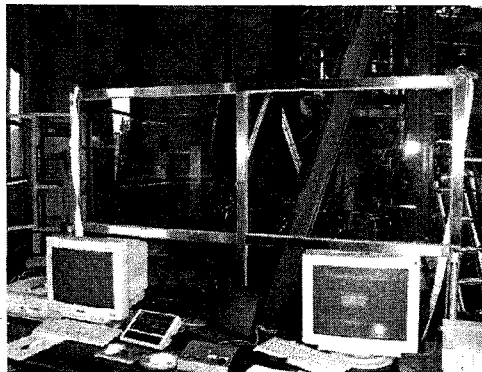
<그림 8> 번지줄과 저울로 중량보상된 시험장치

1.2 구조시험장비

구조시험에서 사용되는 주요장비들로는 주 제어장치(LTC), 서보 제어장치(DSSC), 유압작동기, 데이터 획득장치(DAC), 시험장치 컨트롤 등으로 구성된다.



<그림 9> 주 제어장치와 서보 제어장치

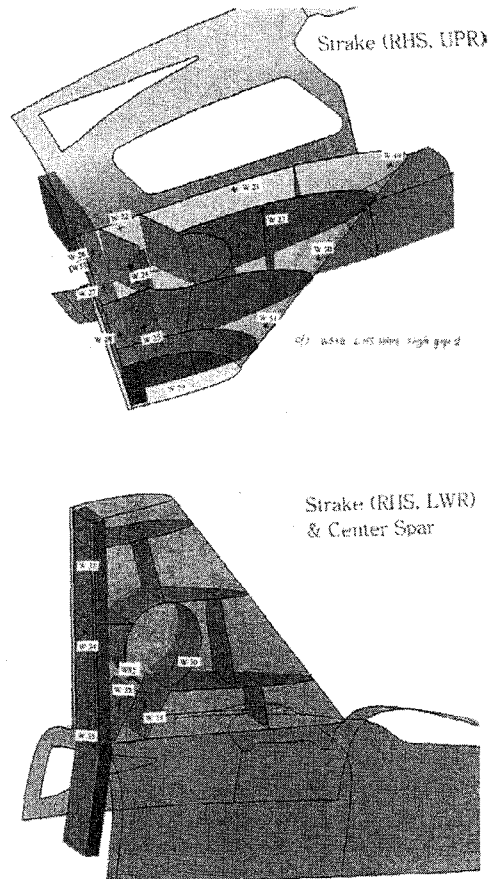


<그림 10> 시험장치 컨트롤

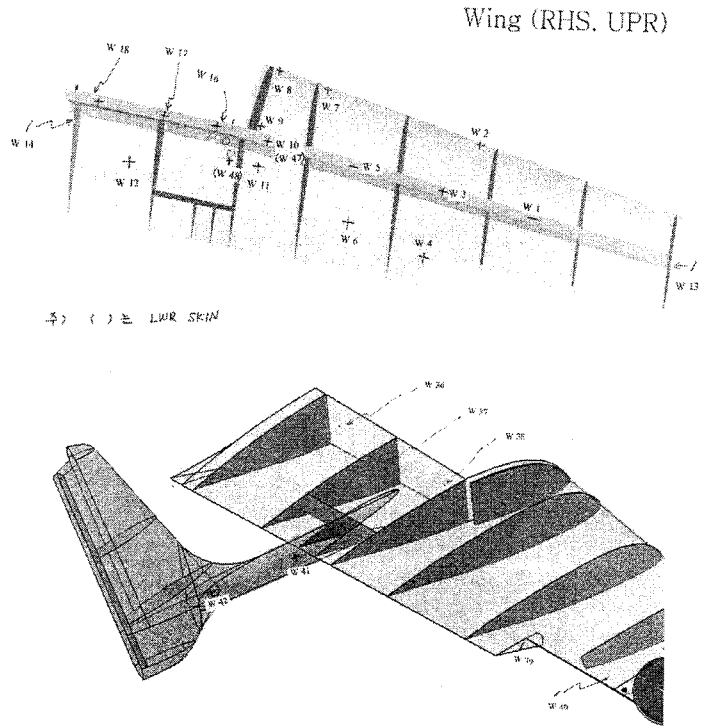
1.3 스트레인 게이지 장착

스트레인 게이지 총 채널 수는 187채널으로 1축과 3축 게이지를 사용하였다. 주날개, 동체 등에 대한 스트레인게이지 설치도를 그림 11, 12 에 나타내었다. 게이지 설치 후 케이블은 오른쪽 주날개 뒤편으로 배선을 하였으며 게이지 배선을 포함한 시험체 모습은 그림 13과 같다.

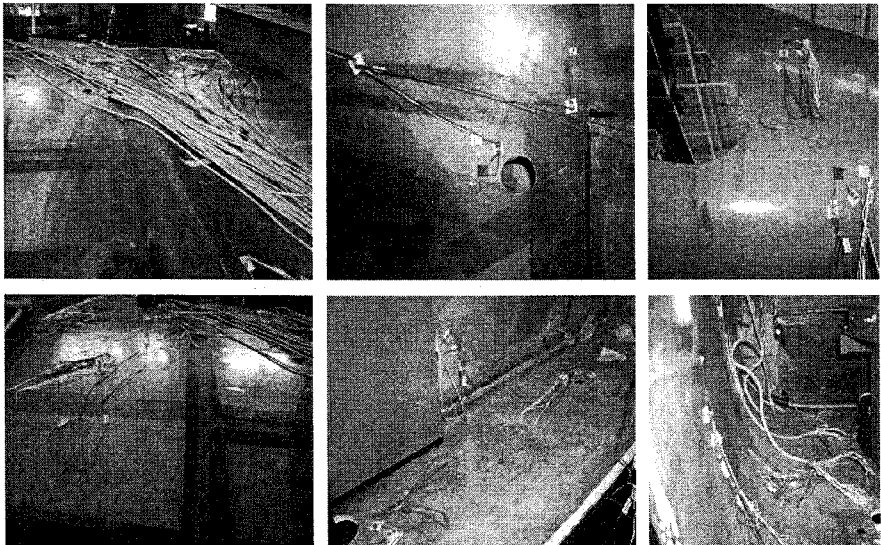
스트레인게이지는 주로 구조물 우측에 집중 장착되었으며, 주익 UPR Skin과 주 하중 경로에 집중되었다.



<그림 11> 스트레인게이지 장착 위치-a



<그림 12> 스트레인게이지 장착 위치-b

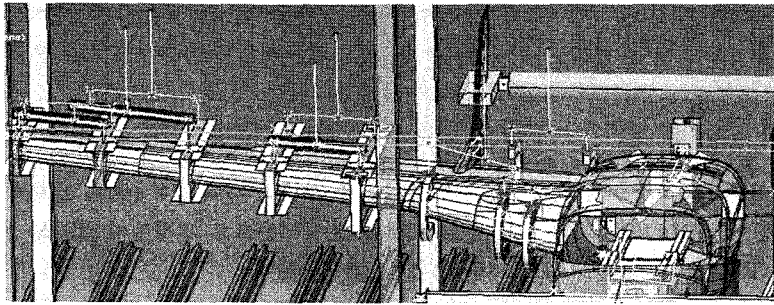


<그림 13> 스트레인 게이지 장착

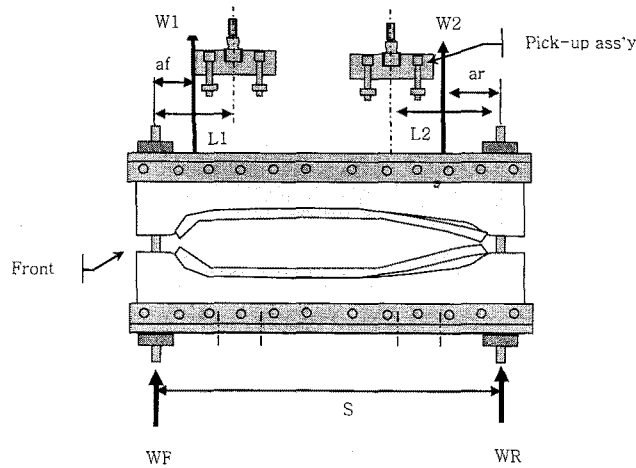
1.4 하중부가 장치

날개 하중부가 시스템은 Wooden Strap, 패드(Pad), 픽업(Pick-up), 턴버클(Turn Buckle), 레버(Lever) 로 구성된 휘플트리(Whiffletree)와 롱링크(Long Link)를 사용하였다. 패드는 스트레이크가 위치한 Section에서만 사용하였으며, 주날개와 스트레이크 면이 연속성이 유지되지 못하는 구조로 되어있기 때문에 Wooden strap을 사용할 수 없었다. 동체 Keel 빔에 하중을 추가하기 위해서 말안장 모양의 동체내부치구와 휘플트리를 사용하였다(그림 14, 15).

구조시험을 위한 시험치구를 설치하면서 구조물의 조립공차가 최대 5mm 이내인 것을 확인하였으며 비행시제기에서는 최소화할 예정이다.



<그림 14> CATIA를 이용한 치구 설계



<그림 15> Wooden Strap Configuration

표3은 Restraint System Plan을 나타내며, 각 지점에서 x,y,z 방향 하중(F)을 발생시키거나 또는 여러 이유로 구조시험 중단시 반력(R)을 발생시켜 급격한 하중의 변동으로 인한 구조물의 손상을 방지한다.

<표 3> Restraint System Plan

Location	Maneuver	Engine Local	NLG Local	MLG Local		
				- 2 Wheel	- 1 Wheel	
NLG	Ry, Rz	Ry, Rz	Fx, Fy, Fz	Ry, Rz, Fx	Ry, Rz, Fx	
MLG	Rz	Rx, Ry, Rz	Ry, Rz	Fx, Fy, Fz	Left	Right
					Rz	Fx, Fz
Engine	Rx, Ry	Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz	Rx, Ry, Rz	Rx, Ry, Rz	Rx, Ry, Rz	
Canard W/T	-	-	Fz			
Wing W/T				Fz(Roll Moment)	Fz(Roll Moment)	
Fuselage W/T				Fz	Fz	

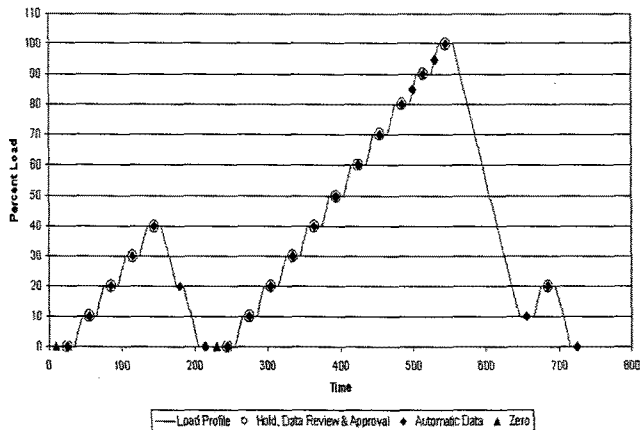
여기에서 R : Restraint & F : Active Force

1.5 하중부가 절차

시험은 100% 설계제한하중 시험과 150% 설계제한하중 시험이 실시되고 100% 설계제한하중 시험은 우선 예비시험인 40%DLL(설계제한하중)시험, 100%DLL시험순으로 진행된다. 150% 설계제한하중 시험은 40%DLL, 100%DLL, 150%DLL순서로 시험을 실시하였다.

구조시험을 위한 첫째 업무로 10% 씩 하중을 증가하여 40%에 도달후 시험치구가 제자리를 잡도록 하여 실제 시험에서 치구로 인한 오류 가능성을 사전에 방지하는 목적으로 예비하중을 부가하였다. 100% 설계하중을 부가하는 단계로 80%DLL까지는 각 10%DLL씩 증가하여 시험데이터를 획득하고 그 이후에는 5%DLL씩 하중을 증가시키며 데이터를 획득하였다.

그림 16은 40%의 예비하중을 가하고 난 후, 100%까지는 10%씩 증가시켜 100% 설계하중까지 증가시키고, 150%까지는 5%씩 증가시켜 구조시험을 수행하는 Profile이다.



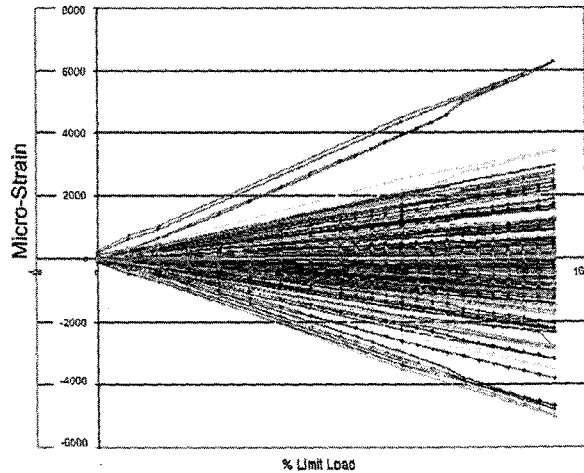
<그림 16> Profile of 150% DLL test for Fire-fly

1.6 시험 결과

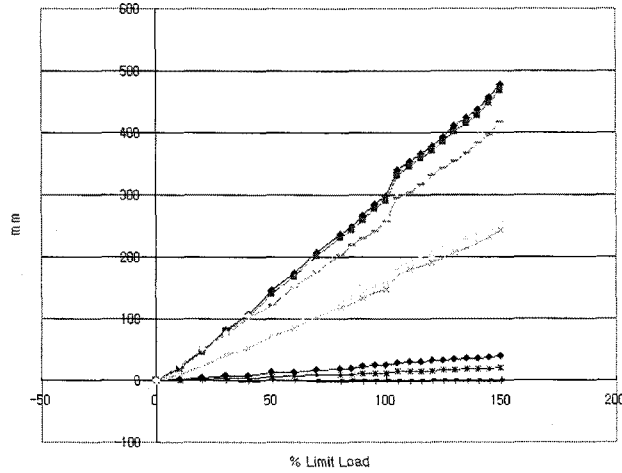
구조시험은 총 5가지 경우에 대하여 수행하였으며 스트레인 게이지와 변위센서를 부착하여 구조물의 안전성을 확인하였다(그림 17, 18). 그림에서 한계하중 이상에서 약간 비선형성을 보이는 것은 구조 시험 중 의심스러운 소리가 들리면 하중을 여러번 올리고 내리고 하는 과정에서 발생한 것으로, 보고서에서는 판별을 용이하게 하기 위하여 필요 없는 구간의 데이터는 제거하였다. 측정선도에서 센서 장착 위치는 Wing Tip, 주익 중간, Strake 부위, 후방 동체이며 그래프에서 제일 큰 값 들은 Wing Tip 의 Leading Edge와 Trailing Edge 부위이다.

그림에서 선형성을 벗어나는 구간에서는 Local Buckling이 발생하여 Load Path가 변경되어 발생한 것으로, 치구의 강성이 부족하여 발생한 경우는 추가 보강을 실시하여 다음 구조시험에 반영하였으며, 구조물의 강성이 부족한 경우에는 설계변경을 하여 추가보강을 실시하였다. 구조시험에서 Dummy 개념으로 사용하고 있는 후방 동체 부위의 Strake Spar와 벌크헤드 경계부위에서 한계하중 이상에서 약간의 손상이 발생하였으나 전체구조물의 건전성에는 지장이 없는 수준이었다.

비행시제기에서는 이상의 시험결과로부터 강성과 강도를 추가로 높일 수 있는 부위를 판단하고 설계에 반영하였다.



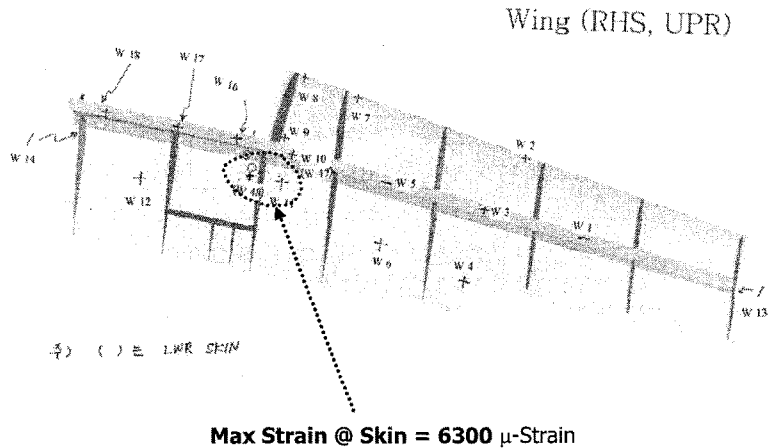
<그림 17> 변형률(Micro-Strain) - U1



<그림 18> 처짐량(mm) - U1

III. 향후 연구 과제

시험에서 최대 변형률은 주익 스파 캡(W10)에서 약 5,100, 외피에서 6,300 Micro-Strain이 발생하였다[그림 19]. 이것은 시편시험에서 15,000 Micro-Strain에 비하면 많이 낮은 상태이다. 또한 스파 웹(W34)에서 2,300 Micro-Strain, 동체부위에서 최대 약 3000 Micro-Strain 이 측정되어 전체적으로 구조물은 안전한 상태로 판단된다. 참고로 Cirrus사의 SR20항공기의 경우 모든 구조물을 Glass로 제작하였으며 주익구조시험에서 스파에서 약 8,116 Micro-Strain이 발생한 것으로 보고되었다. 그림 19에서 표시된 부위는 주익 체결용 Hole이 있는 곳으로 응력 집중으로 인하여 높은 값을 나타내고 있으나, 실제 비행시제기에는 추가로 더블러가 장착되어 안정성을 높이게 할 예정이다.



<그림 19> 주익의 최대 변형률 발생 부위

멀티리브 구조의 고품질 반디호 구조시제기 구조시험을 2004년에 1차 완료 하였으며, 비행시제기 제작 완료전까지 설계에 추가 반영할 예정이다.

- 구조시험에서 발견된 주익 끝단 스킨의 국부적 좌굴현상 규명
- 랜딩기어의 쉬미해석 수행
- 항공기 고유 진동수 계산
- 공탄성 해석 수행. 현재는 주익과 붐이 해석되어있으며 동체와 조종면 등의 영향을 함께 고려하여 전기체 해석을 준비중이다.

구조 시험은 5가지 하중 조건에 대하여 수행하였으며 구조물의 안전성을 확인할 수 있었다. 자체 구조물 안전성 계획에 따라 추가 구조시험을 다음과 같이 마련하고 있으며 금년중 실시할 계획이다.

- 커나드, 동체, 수직미익, 엔진마운트, BKHD
- 조종면 - Elevator, Rudder, Aileron
- Main L/G 주변 지지부
- 재료 물성치 보완 시편 시험

III. 결 론

구조시험에서 더미구조의 강성이 부족하여 국부적으로 약간의 문제가 발생하였으나 수리 후 구조시험을 완료하였다. 반디 1, 2호기에서는 전량 수입산 복합재료를 사용하였으나 다음 호기 부터는 점차 국산재료 적용을 늘리고 있으며, 구조시험에서도 국산재료에 대한 충분한 신뢰감을 얻을 수 있었다.

구조시험 결과를 분석하여 비행시제기에는 안전이 의심되는 부위는 설계 변경을 실시하며, 미진한 부분은 자체 구조시험을 추가로 비행 전에 실시하기로 하였다.

후 기

본 논문은 산업자원부의 “4인승 선미익형 경항공기 수출모델 개발” 과제에 의거 수행되었으며, 이에 감사를 드립니다.

참고문헌

- [1] 한국항공우주연구원, “선미익형 소형항공기 핵심기술 연구, 연구보고서”, 2002
- [2] 정도희, 최동수, 외, “소형항공기용(반디호) 몰드 제작 기술개발”, 한국항공우주학회 춘계 학술 발표회 논문집, 2004. 4
- [3] 전의진, 최신복합재료, 교학사, 1989