

비아50 구조 구성품 정적강도 시험

강왕구*, 김동민**, 이진우***, 염찬홍****

Structural static test of via50 structural major components

Wang-gu Kang*, Dong-min Kim**, Jin-woo Lee***, Chan-hong Yeom****

Abstract

Tail-wing, gondola and thrust motor mount(EMS) were built by carbon/glass fiber composites. Structural strength & stiffness was verified by specimen tests. Static strength tests for each structural components were conducted separately. Boundary conditions are specially designed for each components to simulate exact joint conditions. Tests shows no detriment deformation at 100% DLL and no failure at 150% DLL

초 록

50m 무인 비행선 비아50의 주 구조물인 꼬리날개, 곤돌라, 추력모터마운트(EMS) 등은 탄소 및 유리 섬유 복합재를 이용하여 설계/제작되었다. 사용된 재료 시편 강도 시험을 수행하여 설계 물성치를 확정하였다. 각각의 구조물들에 대하여 정하중 시험을 수행하여 구조 건전성을 입증하였다. 각 단품별로 정하중 시험을 수행하였으며, 보다 정확한 시험을 위하여 조립상태를 고려한 경계조건을 모사하였다. 100% DLL에서 영구변형이 발생하지 않음을 보였고, 150% DLL에서 파손이 발생하지 않음을 입증하였다.

키워드 : 비행선(airship), 정하중 시험(static test), 비행하중(flight load), 설계제한하중 (design limit load), 정적강도(static strength), 파손강도(failure strength)

1. 서 론

한국항공우주연구원은 50m급 무인 비행선 비아50을 성공적으로 개발하여 비행시험에 성공하였다. 비아50은 국내최초로 개발된 대형 무인비행선으로 기낭을 제외한 구조 주요 구성품이 모두 국내에서 설계/제작되었다. 비아50의 주요 구

조 구성품은 기낭, 공기낭, 노즈콘 및 배튼, EMS(추력 모터 마운트), 곤돌라, 착륙장치 그리고 꼬리날개로 구성된다[그림1]. 이중 기낭 및 공기낭은 폴리머 막재료(membrane material)를 열 접합하여 제작한다. 기낭 및 공기낭의 개발은 기존 항공기 구조품 개발과는 전혀 다른 방법과 규정을 요구하므로 기낭 및 공기낭을 개발하는 과

* 비행선그룹/wgkang@kari.re.kr

*** 비행선그룹/jin@kari.re.kr

** 비행선그룹/dmkim@kari.re.kr

**** 항공체계실/yeom@kari.re.kr

정에 대해서는 별도로 기술하였다[1]. 비행체의 구조구성품은 비행인증을 획득하기 위해서 각 구성품의 구조안전성을 시험으로써 입증해야 한다. 제작에 사용된 구조 재료에 대한 물성치를 강도 시험등을 통하여 입증하고, 비행체의 실제 비행을 모사한 비행하중의 제한하중에 대한 강도안전성을 입증하고, 극한하중에 대하여 3초간 파손되지 않음을 시험으로써 증명해야 한다. 비행체의 정적강도 시험은 일반적으로 전기체를 시험하는 것이 일반적이나, 비아50의 경우에는 그 크기가 매우 커(길이 50m, 높이 17m) 전기체 시험을 수행하는 것은 현실적으로 불가능하였다. 각 시험들은 주요 구조 구성품별로 강도시험을 수행하였다.

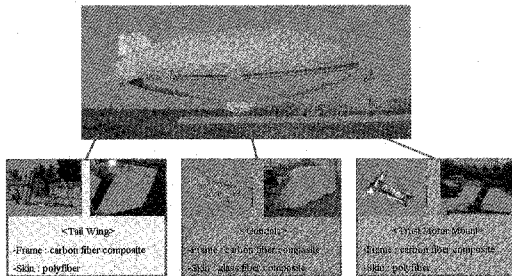


그림 1. 비아50 주요 구조 구성품

노즈콘 및 배튼은 구조가 간단하고, 작용하중이 작으며 스틸 파이프를 용접하여 제작하므로 별도 개발 시험을 실시하지 않았다. EMS와 곤돌라 그리고 꼬리날개는 비행선 구조 구성품 중 가장 큰 하중이 전달되고, 비행선의 안전한 운행에 가장 큰 영향을 미친다. 이들 구조물은 탄소 및 글래스 복합재료를 적층하여 제작하였다. 구조 구성품의 개발을 위한 구성품 시험은 구조 재료 시편 시험과 각 부품들에 대한 구조 정적시험(structural static test)을 수행하였다. 착륙장치는 낙하시험(drop test)를 수행하여 착륙시 착륙장치에 작용하는 최대 수직반력을 산출하였으며, 낙하에 의한 충격을 착륙장치가 충분히 흡수할 수 있음을 증명하였다. 비아 50의 구조 개발은 비행선 개발을 위한 미 연방 항공규정을 준수하였다[2].

2. 구조재료 시편시험

50m급 비행선의 주요 구조구성품인 꼬리날개와 곤돌라 그리고 EMS는 복합재료를 적층 성형하여 제작하였다. 꼬리날개와 EMS는 탄소복합재를 사용하였고, 곤돌라는 탄소복합재 프레임과 글래스 복합재 스킨으로 구성하였다. 구조물을 설계하기 위해서는 구조재료의 물성치에 대한 정확한 데이터가 필요하다. 재료의 물성치는 재료시험을 통해 얻어지는데 재료시험으로 얻게 되는 물성치 항목은 인장강도, 항복점, 강도-변형률, 굽힘 강도 및 강성 등이 있다. 비행체의 설계는 주로 강도 설계가 주가 됨으로 인장 및 굽힘 강도와 강성 특성이 무엇보다 중요하다. 복합재의 경우, 복합재 성형 조건이 강도에 미치는 영향이 매우 크다. 보다 정확한 데이터의 산출을 위해서 실제 구조품이 제작되는 현장에서 구조품 제작과 동일한 방법으로 시편을 제작하여 시험을 수행하는 것이 바람직하다. 50m급 무인 비행선의 구조 개발은 구조품의 설계/해석은 한국항공우주연구원이, 구조품의 제작은 (주)선애어로시스가 담당하였으며, 구조재료는 (주)선경케미칼이 공급하였다.



그림 2. 복합재 재료 시험

시편은 $[0/45]^s$, $[45/0/45/0]^s$, $[45/0/45/45/0]^s$, $[45/0/45/0/(UD)^2]^s$ 의 서로 다른 carbon/epoxy 적층을 각각 7개씩 준비하였다. 시편은 각각 가로 25.4mm, 두께 2.54mm 로 제작되었다. 준비된 인장시험 시편을 인장시험기(Universal tensile

test machine, UTM)에 그림2와 같이 설치한 다음 분당 2.54mm의 속도로 당겨 파손까지 하중/변형 값과 파단 하중을 측정하였다. 측정된 데이터를 분석하여 제작에 사용할 재료의 설계데이터를 확정하였다[표1].

표 1. 시험에 의한 재료설계 물성치

Spec.	DMG288								
	HT145			HPW132			H6120		
Name	Tasee UD carbon			Plain weave carbon			120 Style Glass		
Mz's Foam									
Thickness	in	mm		in	mm		in	mm	
	0.0056	0.14		0.0076	0.19		0.0049	0.11	
Strength	ksi	kgf/mm ²	MPa	ksi	kgf/mm ²	MPa	ksi	kgf/mm ²	MPa
Xt	201.7	141.0	1,391.1	116.8	82.1	905.4	60.7	42.7	418.9
Xc	83.2	58.5	573.9	71.6	50.3	493.4	63.7	44.8	439.6
Yt	5.0	3.5	34.3	116.8	82.1	905.4	60.7	42.7	418.9
Yc	21.9	15.4	151.1	71.6	50.3	493.4	63.7	44.8	439.6
Es	4.0	2.8	27.5	12.9	9.1	89.3	8.0	5.6	54.9
Fbr. base*									
a/D=2.0	62.5	43.9	431.0	82.5	43.9	431.0			
a/D=2.5	73.0	51.3	503.4	73.0	51.3	503.4			
a/D=3.0	85.0	59.8	588.2	85.0	59.8	588.2			
Modulus	Msi	kgf/mm ²	GPa	Msi	kgf/mm ²	GPa	Msi	kgf/mm ²	GPa
E1	17.4	12,245	120.1	8.4	6,640	65.1	3.0	2,142	21.0
E2	0.7	510	5.0	8.4	6,640	65.1	3.0	2,142	21.0
G12	0.4	263	2.5	0.5	365	3.6	0.7	499	4.3
Poisson's R		0.3 (x12)			0.09			0.13	
Density	0.06	(lb/in ³)		1.8	(g/cm ³)		1.83	(g/cm ³)	

*) Bearing Strength based on Bearing Design Spec. Gr/En 350F BMS-8-297

Fbr. = Fbr.baso + Kj + KJ + Kd

Kj = 1.0 for double shear, 0.7 for single shear

X0 = 0.933 - 0.41 (P0) + 0.88(P45)

(P0) : Fraction of 0 ply

(P45) : Fraction of +/-45 ply

Kd = 1.0 for D=1/4", 0.95 for D=5/16", 0.87 for D=3/8"

3. 구성품 정적시험

일반적으로 비행체의 구조물은 제한하중(limit load)과 이 하중에 안전계수를 곱한 값인 극한하중(ultimate load)이 설계하중이 된다. 제한하중은 각 비행체가 일상동안 받게 되는 하중의 가장 큰 값으로 정의되며 예상되는 모든 기동과 환경을 고려하여 산출된다. 비행체의 구조물은 제한하중 하에서 영구변형이 발생하지 않고, 극한하중 하에서 3초 이상 파괴(failure)가 발생하지 않아야 한다. 비행체의 제한하중과 극한하중은 비행체에 정하중(static load) 형태로 부가된다. 여기에서 정하중이란 하중부가기 구조물의 동적특성을 동반하지 않도록 충분한 시간을 가지고 가해지는 하중을 의미한다.

비행체 정적시험은 일반적으로 조립된 비행체 전체 구조물에 하중을 부가하는 방법과 각 구성품별로 하중을 부가하여 시험하는 방법이 사용된다. 비행체 전체를 한꺼번에 시험하는 방법은 각 구성품 간의 결합조건을 실제 비행체와 똑 같이 구현하여 시험할 수 있고, 시험 케이스를 줄일

수 있어 전체 시험기간을 줄일 수 있는 것이 큰 장점이다. 구성품별로 (항공기의 경우는 날개, 동체, 꼬리날개를 분리하여 시험) 분리하여 시험하는 경우에는 시험 시스템이 보다 단순하게 구성할 수 있으나 각 부품별 결합부위의 경계조건을 정확하게 모사하기 힘들고, 시험 개수가 늘어나는 단점이 있다. 50m급 비행선의 경우에는 전체 비행선을 한꺼번에 시험하는 것은 그 크기를 고려해 볼때 불가능하다. 또 각 구성품이 기낭에 연결되어, 기존 전기체 정적시험(full scale static test) 방법을 그대로 적용하는 데는 큰 무리가 따른다. 이를 고려하여 이번 구조 구성품 정적 시험은 꼬리날개 fin, 조종면, EMS, 곤돌라를 분리하여 수행하였다.

3.1 시험치구 및 데이터 시스템

비행체에 정적하중을 부가하기 위해서는 구조물을 고정할 수 있는 치구와 하중부가기(loading actuator), 하중 부가기로부터 발생하는 하중을 구조물에 분산 시킬 수 있는 휘플트리(whiffle tree) 시스템, 그리고 경계조건을 구현할 수 있는 치구시스템이 필요하다. 비아50의 구조품 정적 시험에 시험품을 고정하기 위해서 사용된 치구는 아래 그림과 같다. 조립시간과 경비를 절약하기 위하여 모든 구조 시험품에 동일한 치구를 사용하였다. H-빔을 사용하여 박스형태의 구조를 설계하였으며, 치구의 윗 면에 하중 부가기를 장착할 수 있도록 하였다[그림3].

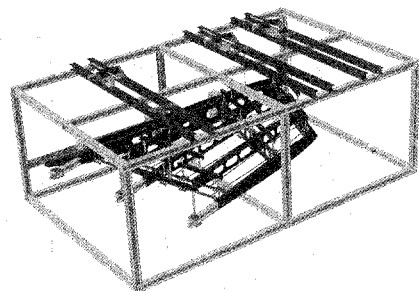


그림 3. 시험편 설치도

전기모터와 감속기어를 사용한 하중부가기를 사용하였다. 전기모터를 이용한 하중 부가기는 유압식 하중부가기와 비교하여 가격이 저렴하고, 작동성이 좋다는 장점을 가진다. 하중용량이 큰 전기모터의 경우에 가격이 높아진다는 것이 단점으로 지적된다. 비행선 구조품의 경우 최대 2ton의 용량을 가진 하중부가기(loading actuator)로 충분한 정하중 시험이 가능하여 본 시험에서는 전기모터를 이용한 하중부가기를 사용하였다. 전기모터의 회전 이동을 기어를 이용하여 선형 운동으로 바꾸어 하중을 부가하였다.

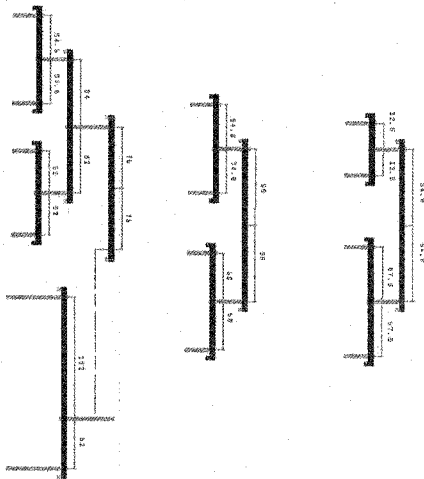


그림 4. 회플트리

하중부가기로부터 부가된 하중은 회플트리를 통하여 시험체에 분배된다[그림4]. 그림에서 보듯이 하중은 가로 빔을 통하여 아랫단으로 나뉘어진다. 몇단의 회플트리를 거치며 하중은 분포하중으로 변하여 시험체에 전달되는 것이다. 가로 빔에서 지레대의 원리를 이용하여 분해되는 하중의 비를 달리할 수 있어, 실제 시험체에 작용하는 하중의 분포형상을 가능한 최대로 근사한다. 시험체 하중부가는 미리 정해진 순서에 따라 수행하여 한다. 하중부가를 통하여 하중과 시험체의 거동에 선형관계를 확인할 필요가 있다. 부가된 하중과 시험체의 거동이 선형관계를 보이지

않는 경우는 주로 시험부가치구가 느슨하거나, 시험부가치구가 너무 약하게 설계되어 변형을 일으키기 때문이다. 혹은 시험부가치구와 시험체의 결합부위에 공간이 남아 있어, 하중을 부가함에 따라 시험체와 치구가 미끌어 지기 때문이다.

앞서 언급한 바와 같이 비아50의 구조시험은 각 단품별로 나누어서 수행하였다. 이 경우 실제 구조물과 동일한 경계조건을 모사하는 것은 경제적인 측면에서 불가능하다. 꼬리날개 핀의 경우로 예를 들면 정하중 시험에서는 핀과 접촉하는 기낭부분을 목재와 고무로 제작하고, 핀과는 고무밴드로 연결함으로써 최대한 실제 연결 개념에 근사하고자 하였다.

일반적으로 비행선의 구조물에는 그 크기에 비하여 매우 작은 하중이 작용한다. 이로 인해 하중부가 치구 전체 무게의 2~3 배 정도의 하중이 시험체에 부가되는 최대 하중이 되는 경우가 많다. 이로 인해 하중부가 치구의 자중이 부가되는 하중을 크게 왜곡시킬 수 있다. 이를 방지하기 위해 중량보상시스템(weight counter balance system)을 장착한다. 이 중량 보상 시스템은 특정 질량을 매달아 구성한다. 본 시험에서는 시험시스템의 간단화를 위하여, 최종단의 힌지에서 모멘트가 없도록 중량보상시스템을 장착하였다.



그림 5. 설치 완료된 시험 시스템

스트레인 데이터는 system5000 데이터 획득장치를 통하여 획득하였다.

3.2 시편

비아50의 정적강도 시험편은 꼬리날개 핀, 조종면, 곤돌라, 추력모터 마운트로 구성된다. 비아50은 inverted-Y 형태의 꼬리날개를 가지고 있다. 꼬리날개는 한 개의 핀과 두개의 조종면으로 구성된다. 비행선의 꼬리날개는 고정익기와 비교하여 그 크기가 매우 크나 wing-loading은 작은 편으로, 최대한의 경량화가 필요하다. 이 구조요구조건을 만족시키기 위하여 50m급 비행선의 꼬리날개는 복합재 프레임에 우포(poly-fiber coating)를 코팅하여 제작하였다. 복합재 프레임은 하중을 전달하고 우포는 공력면을 형성하여 공력하중을 발생시킨다. 우포는 전체 구조 안전성에 큰 영향을 미치지 않아 구조 정하중 시험은 복합재 프레임만을 가지고 수행하였다. 또 우포는 멤브레인 구조로 구성되어 압축하중에 의한 버클링이 구조 파괴로 이어지지 않고, 충분한 신축성을 가지고 있어 인장하중에 의한 파손가능성도 매우 낮다.

비아50의 조종면은 상하부로 나뉘어져 있다. 각 조종면은 힌지와 조종 링크로 꼬리날개 핀에 연결되어 있다. 비행선의 기동을 위하여, 조종면을 구동하는 서보모터를 구동시키면 조종면이 작동한다. 조종면은 아래 위로 30도 움직이도록 설계되었다. 조종면은 꼬리날개 핀과 동일한 방법으로 설계/제작되었다. 기본형상을 유지하고, 하중을 전달하며, 힌지, 조종링크 등을 부착하는 프레임은 탄소 복합재 적층구조로 제작하며, 공력면을 형성하는 스킨은 polyfiber 천을 접착제를 이용하여 부착한 뒤에 열로 천에 멤브레인 응력을 주어 형성한다,

곤돌라는 전체 비행선의 동력을 공급하는 발전시스템 (터보엔진 + 발전기+연료탱크)과 통신, 전원, 비행조종 및 관측 시스템이 탑재된다. 곤돌라는 2층으로 구성되며, 아래층에는 터보엔진과 발전기가 탑재되고, 2층에는 연료탱크 및 기타 시스템이 탑재된다. 관측장비인 카메라와 착륙장치는 곤돌라 외부에 장착된다. 곤돌라는 탄소 복합재 프레임에 유리복합재 스킨으로 구성된다.

비아50은 두개의 추력 모터를 사용하여 추진

력을 얻는다. 추력 모터는 EMS 구조물로 기낭에 직접 부착된다. EMS의 한쪽은 추력모터의 탈딩 시스템과 연결되고, 다른 한쪽은 기낭에 부착된다. 조립된 EMS는 아래와 같다. EMS는 추력모터를 부착하는 금속bracket과 supporting arm, 기낭 부착 frame 그리고 supporting arm과 기낭 부착 frame을 연결하는 부착 판으로 구성된다. Supporting frame의 중간 부분에 케이블을 부착하여 기낭과 연결한다. 기낭 부착 frame과 기낭은 원형 패치로 연결된다. EMS의 정적 구조시험에서는 기낭 부착 frame을 제외한 EMS에 대한 시험을 수행하였다.



그림 6. 설치완료된 추력모터 마운트

3.3 시험하중

정적강도 시험시 시험편에 부가되는 하중은 구조물의 설계하중이 되는 비행하중이다. 설계하중에 사용된 비행하중을 검토하여 시험하중을 선택한다. 비행하중은 비행 중 발생하는 공기력과 관성력을 절점 하중 형태로 구해진다. 정하중 시험에서 이 모든 절점에 하중을 부가하는 것은 불가능하다. 이 절점 하중들을 보다 크기가 큰 소수의 절점 하중으로 바꾸어 줄 필요가 있다. 이를 시험 부가 하중이라 부른다. 이 시험 부가 하중은 시험체에 하중을 부가할 수 있는 위치가 결정되면, 기존의 설계하중과 동일한 물리적 크기를 가지도록 설정된다. 시험에서 동일한 물리적 크기를 갖기 위해서는 작용하는 전체 하중의 크기, 작용점, 기준선에 대한 전달력, 굽힘 모멘트,

비틀림 모멘트 선도를 같게 해 주어야 한다.

꼬리날개 핀의 경우, 설계 하중으로 최대 굽힘 모멘트 하중, 최대 전단력 하중, 최대 비틀림 모멘트 하중 등을 선정하였다. 각 하중에 대하여 정적강도 시험을 수행하였다. 시험하중을 휘플트리와 부가점에 따라서, 시험부가 하중으로 전환하였다[표2].

비아50의 조종면 시험하중은 조종면 힌지선에 굽힘모멘트가 250N-m를 넘지않는 범위에서 발생 가능한 최대하중으로 정의된다. 조종면의 설계하중은 최대 힌지 모멘트 하중과 최대 전단하중으로 구분된다. 하중의 분포를 고려하고, 구조해석 결과를 참조한 결과, 최대 힌지 모멘트 하중경우가 조종면 시험하중으로 결정되었다. 조종면의 경우에는 조종면의 프레임이 하중부가 시스템을 부착하기에는 너무 작거나 약하게 설계되어, 실제 시험에서는 인위적인 하중을 부가해야 했다. 실제 분포를 정확히 모사하는 것이 불가능하므로 구조적으로 유의미한 힌지 모멘트와 전단하중의 크기를 동일하게 모사하였다. 최대전단력인 75kgf를 정확하게 모사하고, 힌지 모멘트는 실제 하중인 250N-m보다 큰 값이 나오도록 시험하중을 산출하였다.

표 2. 꼬리날개 fin 정적 구조시험 하중

단		FS(cm)	WL(cm)	최대굽힘하중 (kgf)
1단	하중부가점 하중	4312	694	103
		4225	590	103
		4168	521	37
		4127	471	37
	최종단 하중	4236	603	280
2단	하중부가점 하중	4465	697	50
		4404	593	50
		4367	528	48
		4311	433	48
	최종단 하중	4388	564	195
3단	하중부가점 하중	4683	692	15
		4683	588	15
		4683	529	15
		4683	419	15
		4805	717	55
		4805	504	22
	최종단 하중	4751	612	137
총부가하중		4400	593	612

곤돌라에 작용하는 주요 하중은 비행선의 기동에 의한 관성하중과 착륙시 착륙장치로부터 전달되는 충격하중이다. 관성하중의 최대값은 곤돌라의 중량에 비행선 최대 하중배수를 곱하여 산출하였다.

EMS의 시험하중은 두가지 경우가 선택되었다. 최대 돌풍하중에 의해 세로방향으로 최대의 하중이 작용하는 경우와, 최대 추력이 발생하여 EMS에 수평 하중이 가장 커지는 하중을 정적시험 하중으로 선택하였다.

3.3 하중의 부과 및 시험결과

시험장치의 설치가 종료되고, 스트레인 테이더 획득 시스템에 대한 교정 작업을 수행한다. 요즘은 데이터 획득 시스템의 교정을 데이터 획득 소프트웨어에서 자동으로 수행해 줌으로 본 보고서에서 자세한 설명은 생략하였다. 하중 zero 상태에서 스트레인 게이지의 입력값을 zero화 시켜주는 zero calibration과 스트레인 게이지의 저항값을 보정해주는 shunt calibration을 수행하였다.

하중을 미리 확정된 싸이클에 따라서 부가하였다. 하중부가의 편의성을 위하여 시험제한하중을 기준으로 50%, 75%, 100%, 125%, 150%로 나누어 부가하였다[그림7]. 각 스템에서 스트레인 데이터와 케이블 반력을 측정하였다. 케이블은 기낭과 꼬리날개 핀의 전방, 중앙, 후방 스파의 끝부분과 곤돌라와 기낭, 그리고 추력모터 마운트와 기낭을 연결한다. 각 구조물에 하중이 가해지면, 케이블이 이 하중을 지지한다. 각각의 케이블에 작용하는 케이블하중을 시험치와 FEM 계산치를 비교하였다.



그림 7. 시험 전경

전체적인 하중 부가 결과를 확인하기 위하여 각 구조물의 변형과 케이블의 장착위치에서 측정하여 기록하였다[표3].

표 3. 하중부가 결과 (케이블 반력)

% of LL	하중 (kgf)				반력 (kgf)		
	하중 부가기 1	하중 부가기 2	하중 부가기 3	총 하중	케이블 1	케이블 2	케이블 3
0%	0	0	0	0	16	19	25
50%	140	100	70	310	86	120	127
75%	210	150	105	465	123	168	170
100%	280	200	140	620	162	222	226
125%	340	225	175	740	195	262	261
150%	410	250	210	870	230	300	296
해석치 (100%)					208	212	264

스트레인 게이지에 의한 변형값을 측정하였다[그림8]. 노이즈가 심하여 측정값의 신뢰성이 떨어지는 게이지들과 zero calibration 및 shunt calibration error 치가 큰 게이지들은 측정에서 제외하였다.

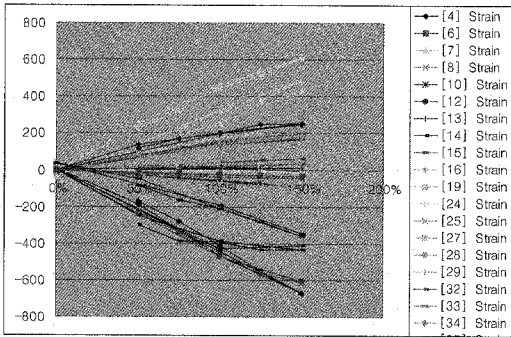


그림 8. 핀 스트레인 게이지 획득 결과

스트레인 결과를 분석한 결과 모든 구조 구성품에서 150% DLL(설계 제한 하중)하에서 최대 스트레인 값이 4000 이하임을 확인하였다. 또한 100% DLL(design limit load, 설계 제한하중) 이하에서 영구변형을 가져올 수 있는 변형값이 나타나지 않았으며, 150% DLL에서 꼬리날개 편에 파손되지 않았다. 이로서 설계된 비아50의 구조

구성품들은 충분한 정적강도를 가지고 있음이 입증되었다.

150% DLL을 부가한 이후에 각 구조 구성품의 파손모드를 확인하기 위하여 하중을 계속 증가시켜 파손시험을 수행하였다. 파손된 부위를 확인하고, 각각의 파손 형태를 기록하였다. 꼬리날개 편외의 경우 전방 스파 부분 및 전방 스파와 연결된 립의 cut-out 부분에서 파손이 발생하였다[그림9]. 파손은 압축하중에 의해 탄소 섬유가 buckling을 일으킨 것으로 판단된다. 파손이 DLL의 2.25배에서 발생한 것으로 판단해 볼 때, 꼬리날개 편외의 정적강도가 충분히 입증되었다.



그림 9. 파손형상

4. 결 론

비아50 무인 비행선은 지난 2003년 11월 전남 고흥에서 성공적인 비행시험을 수행하였다. 비아 50은 최초로 개발된 중형급 무인비행선이며, 개발의 대부분이 국내 독자기술로 이루어 졌다는 의의를 가진다. 구조개발에 있어서도 설계 및 제작 그리고 시험등을 국내에서 모두 수행함으로써 국내 비행체 개발 능력 향상에 조그마한 기여를 했다고 할 수 있다.

참 고 문 헌

1. 한국항공우주연구원, “다목적 정충권 장기체공 무인비행선 개발 체계종합 기술개발 보고서”, 2003.
2. FAA-P-8110-2, Airship Design Criteria, U.S Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1995.