

(技術論文)

과학로켓트 날개조립체의 구조강도시험 및 안전성 평가

허용학* · 김갑순** · 김동진* · 주진원***

(1994년 6월 1일 접수)

Structural Test and Safety Evaluation for Fin Assembly of Scientific Sound Rocket

Yong-Hak Huh, Gap Soon Kim, Dong Jin Kim and Jin Won Joo

Key Words: Scientific Sound Rocket(과학로켓트), Fin Assembly(날개조립체), Fin(날개), Fin Frame(날개고정체), Tension Patch(인장대), Whiffle Tree(연결트리), Limit Load(한계하중), Stiffness(강성), Safety Factor(안전율)

Abstract

The structural test technique and equipment for strength test of astronautical structures, such as rocket, were presented in this paper. Structural strength tests of the fin assembly with fin and fin frame in the scientific sound rocket were performed with load levels of 100% limit load and 150% ultimate load of design lift force. Safety factors in each part of the fin assembly were calculated at these two load levels and the stiffnesses based on the measured deflection of fin assembly and strains on fin and fin frame were evaluated at these two load level. As the result of structural test, the fin assembly was estimated to be safe.

1. 서 론

로켓트등과 같은 우주항공 구조물의 설계에서는 경량화와 안전성이 동시에 중요하게 고려되어야 한다. 최근에는 안전하면서도 가벼운 구조로 설계하기 위하여 최적설계의 개념이 도입되어 우주 구조물의 경우 안전계수를 1.5이하로 낮게 설계하는 것이 보통이다. 따라서 이러한 구조물에서 안전성 확인을 위하여 시험 및 평가기술에는 높은 정밀도와 신뢰성이 요구된다.

구조물의 설계는 유한요소법 등의 수치해석법을 이용하여 이루어지는 것이 첫번째 단계이다. 최근 프로그램의 발달로 복잡한 항공우주물의 부품설계

및 조립체의 실질적인 설계가 가능하게 되었다. 그러나 기계나 구조물의 실제 응력을 결정하거나 부품의 안전성을 평가할 때, 특히 여러개의 부품으로 이루어진 조립체의 안전성을 평가할 때에는 해석만으로는 부족한 경우가 많이 있으며, 이러한 목적을 위해서는 실물 구조시험이 필수적이다. 또한 제작에 앞서 최종 모델을 결정할 때 설계 수정을 위해서는 구조시험의 결과를 분석하여 이용해야 할 경우가 많이 있다. 이와 같이 항공우주 구조물의 경우 안전한 설계를 위해서는 수치적인 방법과 실물 구조시험을 동시에 수행하여 상호 비교하고 보완하는 것이 필요하다. 우주 구조물의 실물 구조시험은 여러 선진국에서 수행되고 있으나,⁽¹⁻³⁾ 대부분 국가적인 비밀로 취급하고 있기 때문에 자료나 그 결과를 공개하지 않고 있다. 따라서 구조해석, 변형 측정 등의 세부기술을 종합하여 자체적으로 시험기술 및 시험결과의 처리방법을 연구하여 발전시키는

*정회원, 한국표준과학연구원 소재특성평가연구부

**정회원, 한국표준과학연구원 역학연구부

***정회원, 충북대학교 기계공학과

것이 필요하다.

구조물의 안전성을 평가하기 위해서는 먼저 각 부품의 강도를 평가하여 설계 안전계수를 결정하고 안전성을 확인하는 과정을 거친다. 다음에 하중 작용 특성별로 구조물을 각 부분조립체로 나누어서 강도 및 안전성을 평가하고 설계 기준치 및 실제 사용환경에 대한 안전성을 확인한다. 마지막으로 전 조립체에 대한 구조시험을 통하여 부분 조립체에 적용한 하중조건, 경계조건 등의 외부조건에 대한 타당성을 검토하고 설계 제작된 구조물의 실제 사용에 대한 안전성을 최종 평가하게 된다.

본 연구에서는 과학로켓트의 부분 조립체인 날개 조립체(fin assembly), 즉 날개(fin)와 날개고정체(fin frame)의 조립체를 대상으로 하여 로켓트의 발사 비행중 발생하는 양력에 대한 강도 안전성을 평가하였다. 이를 위하여 우주 구조물의 구조시험을 수행할 수 있는 시험방법을 정립하였으며 하중장치와 변형 측정장치를 구성하였다. 안전성 평가 시험은 계산된 비행 공력 최대하중의 100% 한계시험과 150% 극한시험의 순으로 수행되었으며, 각각의 시험에서 강도에 대한 안전성을 평가하였고 스트레인게이지에 의하여 측정된 변형률로부터 조립체의 각 부위에 작용하는 응력분포를 결정하였다.

2. 구조강도시험방법

2.1 하중방법

본 기술논문에서 실물구조시험의 대상으로 하는 과학로켓트의 날개조립체는 두개의 날개와 날개를 로켓트 몸체(motor case)에 연결하는 날개고정체 및 이것들을 조립하기 위한 강력볼트들로 구성되어 있다. 날개에 작용되는 하중은 접근각(angle of attack)이 5°인 경우에 최대 양력을 고려하여 결정되었다. 즉 대상이 되는 로켓트의 양 날개에는 발사 후 6.6초 후에 각각 15 kN의 최대양력이 작용되며,⁽⁴⁾ 이 양력에 의하여 각 날개의 전 면적에는 균일한 수직 압력이 가해지게 된다. 이와같은 하중조건을 만족시키기 위하여 본 시험에서는 인장대(tension patch)와 연결트리(whiffle tree)를 이용하여 하중발생기에서 발생하는 집중하중을 가능한 균일한 분포하중으로 변환시켰다. 공력계산에 의하여 정상비행중에 각 부분조립체가 받을 수 있는 최대하중인 설계하중을 구조시험에서는 한계하중(limit load)이라 한다. 한계하중하에서는 부분

품의 재료가 탄성영역에 있어야 한다. 즉, 부분품에 한계하중이 가해졌을 때 재료에 파손이 생기지 않아야 할 뿐만 아니라 하중이 제거되었을 때 영구변형이 존재하지 않아야 한다. 극한하중(ultimate load)은 비상시에 작용될 수 있는 최대하중값으로 재료가 탄성영역에 있을 필요는 없지만 부분품이 파괴되지 않고 재 기능을 발휘할 수 있어야 하는 하중이며 일반적인 항공우주 구조물의 시험규칙에 따라 한계하중의 150% 값으로 하였다.

본 시험에서는 예비하중시험, 한계하중시험, 극한하중시험의 순서로 구조시험이 수행되었다. 예비하중시험은 하중전달장치와 조립부분의 안정성 및 시험대상 재료가 받는 응력분포를 검토하기 위하여 수행하였으며 한계하중의 30%값을 반복하여 3회 가하였다. 한계하중시험은 30 kN에 대한 10%씩의 하중을 0.5%/s의 속도로 단계적으로 증가시켰다가 감소시켰으며 각 단계에서 변형을 측정하고 기록하기 위하여 30초간 일정한 하중을 유지시켰다. 극한하중시험은 한계하중까지는 한계하중시험과 같은 방법으로 하중을 증가시키고 한계하중부터 극한하중까지는 5%씩의 하중을 0.25%/s 속도로 증가시켰다.

2.2 응력측정방법

하중을 가하는 동안 시편이 안전한 가를 판단하기 위하여 또는 정해진 하중을 가한 상태에서 파손이 일어나기까지 더 가할 수 있는 하중값을 예상하기 위해서는 응력을 측정하는 방법이 가장 널리 쓰이는 방법이다. 또한 시편내의 변형률분포를 밝혀내고 수치해석한 결과와의 비교를 위해서도 구조시험에서 응력의 측정은 필수적이다. 그러나 응력을 직접 측정하는 방법은 대단히 제한되어 있으므로 먼저 변형률을 측정하고 재료상수만으로 표현되는 응력-변형률 관계식을 이용하여 응력 값을 계산해낸다. 본 시험에서 변형률을 측정하는 주된 목적은 앞에서 설명한 목적 이외에 하중을 증가시킬 때 재료가 소성변형을 시작하는 하중치를 결정하고, 한계하중을 가한 후 하중이 제거되었을 때 잔류변형이 존재하는지의 여부를 판단하여 재료가 탄성영역에서 변형했는지를 판별하는데 있다.

이와 같은 변형률을 측정하기 위하여 본 시험에서는 스트레인게이지를 이용하였다. 실제의 구조시험에서는 시편의 표면에서 주 변형률의 방향을 알 수 없으므로 3개의 스트레인게이지가 1개의 게이지

로 구성된 로젯(rosette)을 사용하여 변형률을 측정하였다. 본 시험에서 사용된 45°로젯의 경우 0°, 45°, 90°방향의 스트레인게이지에서 측정된 변형률을 각각 $\epsilon_a, \epsilon_b, \epsilon_c$ 라 하면 주 변형률 ϵ_1, ϵ_2 및 주 변형률 방향 β 를 구할수 있으며,⁽⁵⁾ 구해진 주 변형률로부터 후크의 법칙을 이용하여 주응력을 계산하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= E \left\{ \frac{1}{2(1-\nu)} (\epsilon_a + \epsilon_b) + \frac{1}{2(1+\nu)} \right. \\ &\quad \left. [(\epsilon_a - \epsilon_c)^2 + (2\epsilon_b - \epsilon_a - \epsilon_c)^2]^{1/2} \right\} \\ \sigma_2 &= E \left\{ \frac{1}{2(1-\nu)} (\epsilon_a + \epsilon_b) - \frac{1}{2(1+\nu)} \right. \\ &\quad \left. [(\epsilon_a - \epsilon_c)^2 + (2\epsilon_b - \epsilon_a - \epsilon_c)^2]^{1/2} \right\} \end{aligned} \quad (1)$$

재료가 주어진 항복응력에 도달하는 가를 판단하기 위하여는 기준이되는 응력으로 상당응력을 이용하였으며, von Mises 판별식으로 정의된 2차원에서의 상당응력은 다음과 같다.

$$\bar{\sigma} = \left\{ \frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + \sigma_1^2 + \sigma_2^2] \right\}^{1/2} \quad (2)$$

2.3 강성측정방법

재료내의 임의의 지점에서의 응력상태는 변형률과 직접적으로 관계되지만 실제 구조물의 처짐이나 거동상태를 가시화하고 정해진 한계이상의 변위로 인한 구조물의 기능저하 여부를 검토하기 위하여는 절대변위의 측정이 필요하다. 또한 하중의 증가에 따른 재료의 소성변형 여부, 조립상태의 이상유무를 종합적으로 판단하기 위하여 변위의 측정 결과를 이용할 수 있다.

구조시험에서 설치된 변위게이지로부터 원하는 지점에서의 처짐변위를 측정할 수 있으며, 그 변위로부터 각 하중에서 날개의 처짐변위에 대한 강성 K 를 다음과 같이 결정할 수 있다.

$$K = \Delta P / \Delta \delta \quad (3)$$

여기서, ΔP 는 하중의 변화량이며, $\Delta \delta$ 는 변위의 변화량을 나타내며, 강성의 역수 $1/K$ 를 컴플라이언스(compliance)라 한다. 이와같은 강성은 앞에서 설명한 바와 같이 재료의 하중-변위관계가 선형적으로 변화하는 가를 판단하는 경우에도 사용하지만, 이를 이용하면 그 지점에서 임의의 하중 값에 대한 실제 변위를 쉽게 계산할 수 있어 공력계산이나 하중의 변화에 따른 구조물의 움직임에 가시화

하는 데 사용될 수 있다.

실제 구조물이 굽힘모멘트를 받을 때 각 지점에서는 두께방향으로 분포하는 굽힘 변형률이 생겨나며, 그 값은 단면 두께 t 와 단면 2차 모멘트 I 및 재료의 단성계수 E 에 관계한다. 스트레인게이지 부착지점에서 측정된 변형률로부터 다음과 같은 굽힘 강성(stiffness)을 정의하여 사용할 수 있다.⁽⁶⁾

$$(EI)_{\text{exp}} = \frac{M_b}{\epsilon_t + \epsilon_b} t \quad (4)$$

여기서, $(EI)_{\text{exp}}$ 는 실험적 강성을 의미하며, M_b 는 굽힘모멘트, ϵ_t 과 ϵ_b 는 각각 원하는 지점에서의 윗면과 아랫면에서 측정된 변형률의 절대값을 나타낸다. 또한 t 는 그 지점에서의 두께를 나타낸다. 이와 같은 실험강성은 식(3)에서 정의된 강성 K 와 같이 하중-변형률의 관계가 선형적으로 변화하는 가를 검토하는 데 사용될 수 있으며, 원하는 지점에서 실험 강성치를 이용하면 임의의 모멘트에 의한 변형률의 값을 식(4)에 의하여 바로 결정할 수 있다.

3. 시험장치

구조시험에서 사용한 시험장치는 Fig. 1과 같이

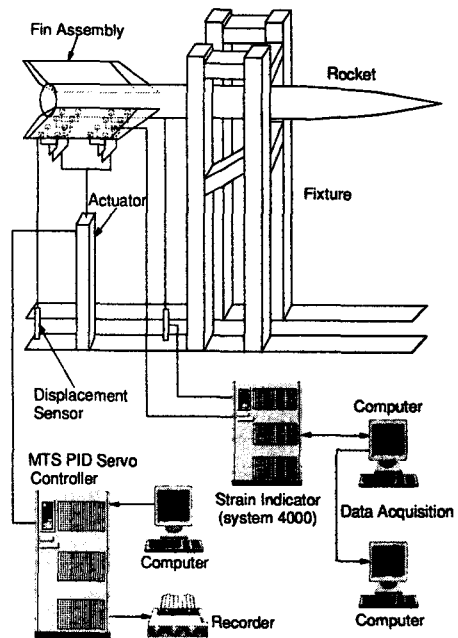


Fig. 1 Schematic diagram for structural testing system of fin assembly

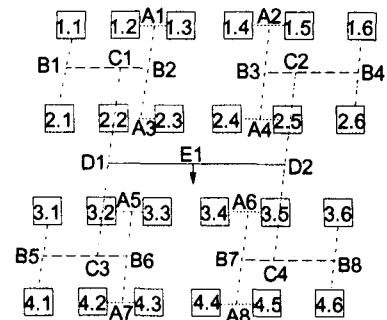
지지 구조물, 하중장치 및 변형측정장치로 구성되어 있다. 하중장치는 시험대상체에 입력으로서 작용되며 변형측정장치는 시험대상체로부터의 출력을 측정하는 역할을 한다.

지지구조물은 시험대상체를 고정하고 하중이 가해질 수 있는 충분한 공간을 제공하도록 I형 기둥을 세우고 그 사이에 고정평판을 조립하여 로켓의 몸체가 직접 고정되도록 하였다. 본 시험에서는 부분조립체인 날개조립체의 강도 평가에 관심이 있으므로 로켓 몸체와 고정 평판과의 지지 상태가 실제의 경계조건과 다르더라도 강도평가에는 큰 영향을 미치지 않는다.

하중발생장치로는 MTS사의 유압구동체(actuator)와 컴퓨터에 의하여 제어되는 제어기를 사용하였다. 최대용량 50 kN의 유압구동체는 한쪽 날개에 한개씩 모두 2개를 사용하였으며 유압구동체에서 발생하는 집중하중이 날개 전체에 균일하게 분배되도록 분포하중 부과용 인장대를 날개의 아래쪽에 부착시키고 연결트리를 인장대와 유압구동체 사이에 조립하였다. Fig. 2는 날개에 부착된 인장대의 위치를 나타내고 있으며, Fig. 3은 연결트리에 의한 연결 시스템의 조합도이다. 이와 같은 연결 시스템에 의한 분포하중의 합력의 작용점은 날개의 면적중심점이 되도록 하였다. Fig. 4는 연결 트리가 조립된 로켓 날개조립체의 시험 모습을 보여 주고 있다.

변형측정장치는 시험편 위에 부착된 스트레인게이지, 변위를 측정하기 위한 변위게이지, 변형률 측정기 및 측정결과를 계산하고 기록하며 변형률 측정기를 제어하는 컴퓨터로 구성되어 있다. 스트레인게이지로는 한개의 게이지에 3개의 스트레인게

이지가 결합된 45°로켓을 사용하였으며, Fig. 5와 같이 날개의 윗표면에 9개, 날개고정체의 곡면부위에 10개, 총 19개를 부착하였다. 하중이 가해져서 시험편이 변형할 때 날개의 양쪽 끝과 로켓 몸체의 절대 변위량을 측정하기 위하여 변위게이지를 사용하였다. 사용한 변위게이지는 Kyowa사의 DT 100A 2개와 DT50A 한개이며, 변위가 변형률로 변환되어 변형률 측정기를 이용하여 측정하도록 되어 있다. DT100A는 최대 사용변위가 100 mm이



- (1) Link plate 1: A1(1.2,1.3),A2(1.4,1.5),A3(2.2,2.3)A4(2.4,2.5),A5(3.2,3.3),A6(3.4,3.5)A7(4.2,4.3),A8(4.4,4.5)
- (2) Link plate 2: B1(1.1,2.1),B2(A2,A4),B3(A2,A4),B4(1.6,2.6)B5(3.1,4.1)B6(A5,A7),B7(A6,A8),B8(3.6,4.6)
- (3) Link plate 3: C1(B1,B2),C2(B3,B4),C3(B5,B6)C4(B7,B8)
- (4) Link plate 4: D1(C1,C3),D2(C2,C4)
- (5) Link plate 5: E1(D1,D2)

Fig. 3 Linking system of whiffle tree for fin assembly test

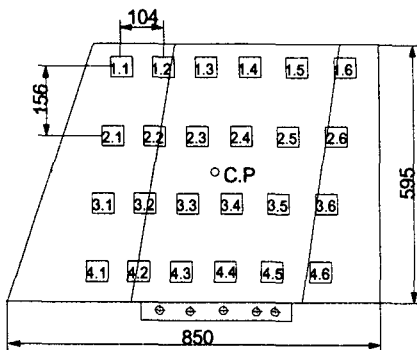


Fig. 2 Locations of tension patches on fin

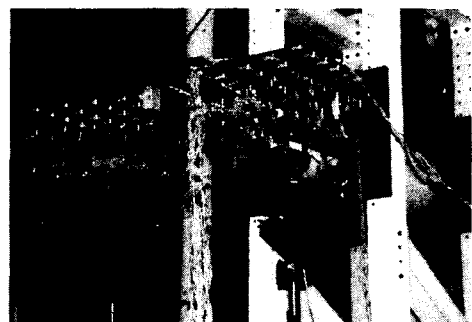


Fig. 4 Photograph of the structural test of fin assembly

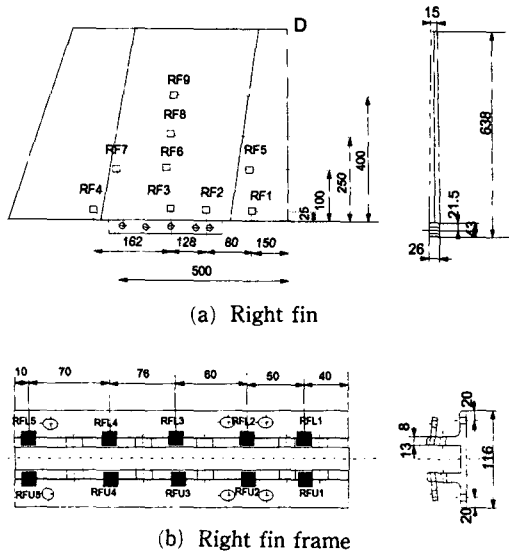


Fig. 5 Positions of strain gauges on the fin and fin frame

고, 변형률에 대한 변위의 변환비는 $0.0375 \text{ mm}/\mu\epsilon$ 이며, DT50A는 최대 사용변위가 50 mm 이고, 변형률에 대한 변위의 비는 $0.0187 \text{ mm}/\mu\epsilon$ 이다. 변위계지는 바닥보(base beam)에 마그네틱베이스(magnetic base)로 고정되었고 시험편과는 0.3 mm 의 피아노 선으로 연결되도록 하였다.

4. 시험결과 및 해석

4.1 변위측정 결과

100% 한계하중과 150% 극한하중이 가해질 때 날개 조립체의 종합적인 변형거동을 검토하기 위하여 날개의 양단(Fig. 5의 D점)과 로켓트 몸체의 중앙에서 측정된 하중변화에 따른 처짐량을 Fig. 6에 나타내었다. 날개조립체 양단에서 부하에 따른 실제 처짐은 로켓트 몸체에 대한 상대 처짐이며, 오른쪽과 왼쪽날개 양단의 상대 처짐량은 100% 한계하중에서 각각 21.75 mm 와 18.64 mm 으로 약간 비대칭적으로 변형하였다. 한계하중까지는 3지점의 처짐량이 선형적으로 변화하였으며, 하중을 제거한 후에 양단의 상대 처짐량은 거의 0으로 돌아와서 날개 조립체의 재료는 탄성영역에 있음을 알 수 있다. 이 때의 날개 양단에서의 강성은 식(3)으로부터 계산될 수 있으며, 계산된 강성은 각각 680.0 N/mm 와 788.5 N/mm 이었다. 100% 한계하중을

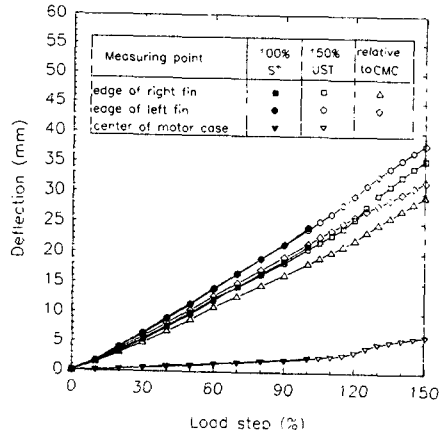


Fig. 6 Load-deflection curve in the limit load and ultimate load test

제거한 후에도 로켓트 몸체는 0.45 mm 의 처짐량이 남아있는 것으로 측정되었으나 이것은 재료가 소성 변형을 하였기 때문이 아니고 고정부의 체결 상태가 완전하지 않았기 때문으로 판단된다.

150% 극한하중시험에서는 120% 근처에서 날개 양단에서의 절대 처짐량이 비교적 크게 변화한 것으로 나타났으나, 이는 로켓트 몸체 체결부의 미끄러짐 등으로 인하여 고정부분에 약간의 변화가 있었던 것으로 판단되며, 상대 처짐량은 극한 하중까지 거의 선형적으로 변화하여서 오른쪽과 왼쪽 날개 양단의 상대 처짐량은 31.92 mm 와 32.42 mm 로 측정되었다. 식(3)으로부터 계산된 강성은 689.0 N/mm 와 765.0 N/mm 이어서 100% 한계하중시험에서 얻은 강성과 689.0 N/mm 와 765.0 N/mm 이어서 100% 한계하중시험에서 얻은 강성과 거의 일치하고 있음을 알 수 있다. 또한 극한하중시험에서 측정된 100% 하중까지의 처짐량은 한계하중시험에서의 처짐량과 거의 일치하여서 본 시험장치에 의한 시험방법의 재현성이 아주 높음을 보여 주고 있다. 하중에 따르는 처짐량의 측정결과를 볼 때 앞의 2.1절에서 설명한 하중조건에 따라 전체적으로 로켓트의 날개조립체는 안전한 것으로 평가되었다.

4.2 응력측정결과

식(2)로 정의된 날개표면에서의 상당 응력분포도를 100% 한계하중과 150% 극한 하중에 대해서 Fig. 7과 Fig. 8에 각각 나타내었다. 스트레인게이지 로켓이 부착된 9지점의 위치를 *로 표시하고

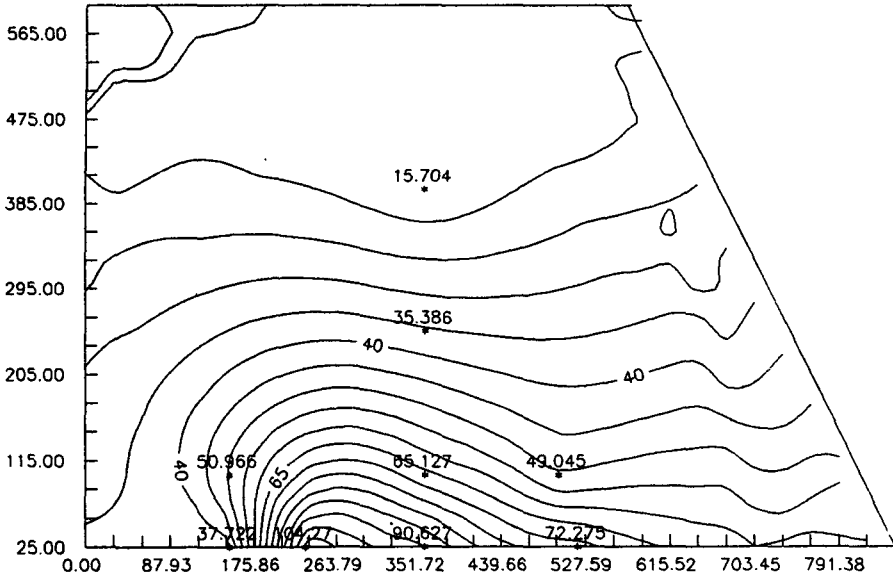


Fig. 7 Distribution of equivalent stress on fin for limit load test. (The numbers indicated on and inside stiffness contour line mean stiffness value in MPa)

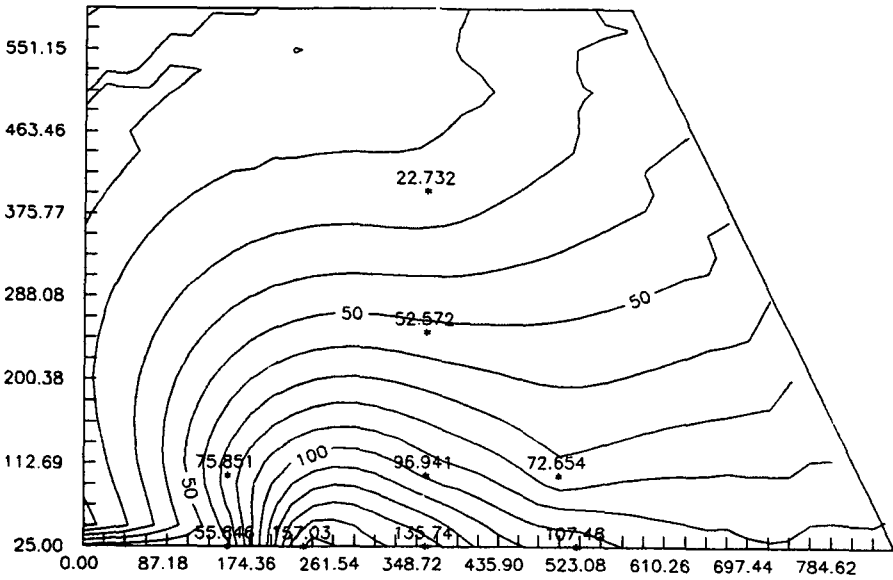


Fig. 8 Distribution of equivalent stress on fin for ultimate load test. (The numbers indicated on and inside stiffness contour line mean stiffness value in MPa)

그 지점의 응력값(MPa)을 그림에 표시하였다. 하중장치의 인장대로부터 날개에 하중이 가해지면 Fig. 9와 같이 날개의 길이방향(자유단으로부터 고정단까지의 방향)을 따라서 점점 증가되는 굽힘모멘트와 전단력이 분포하게 된다. 날개의 길이에 비

하여 두께는 매우 작으므로 표면에서의 응력상태는 주로 굽힘모멘트에 관계하여 결정된다. 이러한 이유로 Fig. 4와 같이 날개 고정부분의 두께를 크게 제작하였음에도 상당응력은 고정부분으로 갈수록 크게 나타났다. 100% 한계하중과 150% 극한하중

에 의한 상당응력은 거의 비슷하게 분포하였으나 구석 부분에서는 약간 다른 분포를 보였다. 측정된 모든 지점의 극한 하중에 의한 응력값이 한계하중에 의한 응력값에 비해 모두 150% 정도 크게 나타났으므로 이러한 분포의 차이는 실제 측정결과라기 보다는 수치적인 오차때문인 것으로 판단된다. 최대응력은 날개고정체와의 연결부분중 맨 뒤쪽인 스트레이너이지 로젯 RF2(Fig. 4) 지점에서 나타났으며, 이 지점에서의 안전율은 Table 1과 같다. 표에서 100% 한계하중에 대한 안전율은 항복강도에 대하여 계산한 값이고 150% 극한하중에 대한 안전율은 인장강도에 대하여 계산한 값을 나타내고 있다. 날개의 소재는 Al 2024-T3로서 항복강도와 인장강도는 각각 323.83 MPa와 441 MPa이다. 표에서 보는 바와 같이 날개는 설계하중에 대하여 안전한 것으로 평가되었다.

식(4)에 의해 계산된 굽힘강성의 분포는 Fig. 10에 나타낸 바와 같다. 이 강성치는 100% 한계하중에서 측정된 결과이다. 굽힘강성은 두께 t 가 커질수록 커지므로 고정 부분으로 갈수록 그 값이 크게 분포하였다. 임의의 지점에서 굽힘강성은 탄성영역에서는 하중값에 관계없이 일정하여야 하므로 구해진 굽힘 강성값을 이용하면 그 지점에서의 두께 t 와 임의의 하중에 의한 굽힘모멘트로부터 변형률의

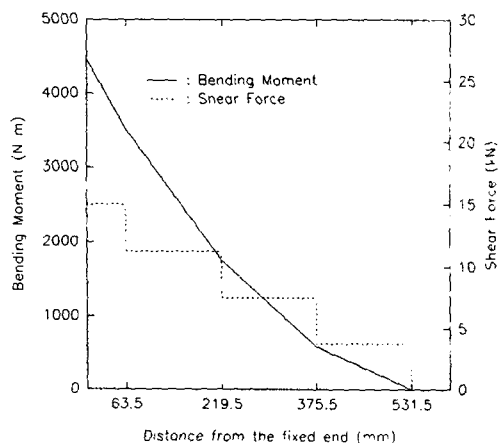


Fig. 9 Distribution of bending moment and shear force in the fin for limit load

값을 예측할 수 있다.

Fig. 11은 날개에 최대응력이 작용된 RF2에서 150% 한계하중이 가해질 때 하중의 크기에 따른 각 방향의 변형률 성분의 변화를 보여 주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 하중-변형률관계는 선형적으로 변화하고 있어 측정지점 RF2에서의 재료의 거동은 탄성적임을 알 수 있다. 또한 주된 변형은 굽힘모멘트에 의한 굽힘 변형률에 지배되므로 날개 길이 방향(chordwise)의 변형률이 폭방향(spanwise)

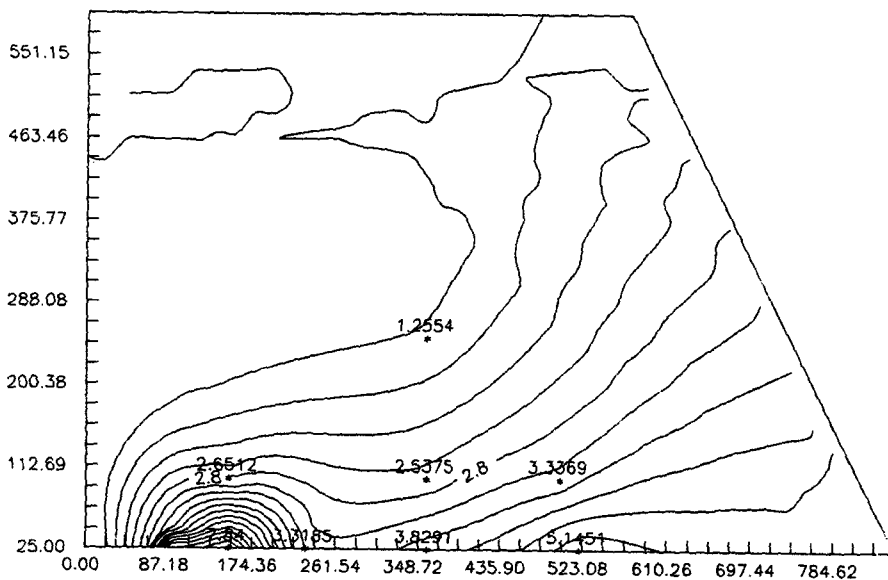


Fig. 10 Distribution of the experimental stiffnesses on fin which were calculated from the measured strain. (The numbers indicated on and inside stiffness contour line mean stiffness value in 10^7 kNmm²)

의 변형률보다 훨씬 크게 나타났다. Fig. 5(a)와 같이 날개는 일부분만이 고정되어 있으므로 RF2 지점에서는 전단 변형률이 발생하였으며, 그 크기는 날개길이 방향의 변형률의 약 22%로 계산되어 주 변형률 방향은 날개길이방향에서 약 5.4° 정도 기울어져 있음을 알 수 있다.

Fig. 12는 날개고정체에서 측정된 상당응력의 분포를 보여주고 있다. 측정된 지점은 Fig. 4에서 보는 바와 같이 날개고정체 위 부분과 아랫부분의 곡면 구석부분이다. 그림에서 실선은 위 부분의 응력을 표시하고 인장응력을 받고 있으며 점선은 아랫부분의 응력을 표시하고 압축응력을 받고 있다. 같은 하중에 대하여 위 부분의 상당응력이 아랫부분의 상당응력보다 전체적으로 작게 나타났다. 이것은 날개에 작용된 하중이 증가함에 따라 반력의 하중분포가 변화하기 때문으로 판단되어 진다. 즉, 날개고정체가 날개가 약 43 mm 정도 삽입되어 날개와 날개고정체는 5개의 볼트로 고정되어 면 접촉을 하고 있는 구조로 되어 있으나, 하중이 증가함에 따라 날개고정체의 위 면에서는 하중분포가 안쪽으로 집중하게 되고 아랫면에서는 날개 고정체 끝 쪽으로 하중이 집중하게되는 이동 경계치문제가 된다. 따라서 날개고정체 아랫부분의 곡면 구석부분에서는 위부분보다 큰 굽힘응력이 발생하게 된다.

위부분과 아랫부분 날개고정체는 연결 볼트간의 거리가 가장 먼 RFL2와 RFU2에서 최대 상당응력을 보이고 있다. 이 중에서 가장 큰 상당응력을 보이는 RFL2 지점에서 150% 극한하중이 가해질때

하중의 크기에 따른 변형률 성분의 변화를 Fig. 13에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 날개길이 방향의 변형률외에 다른 성분은 거의 나타나지 않아서 이 부분에서는 날개길이방향으로의 굽힘모멘트가 변형에 주된 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

RFL2지점에서 계산된 안전율은 Table 1과 같다. 날개고정체의 소재는 SCM4340으로 항복강도와 인장강도는 각각 965 MPa과 1102 MPa이다. 표에서 보는 바와 같이 150% 극한하중에서의 안전율은 1.442로 계산되어서 안전성이 보장되는 한도에서 최적으로 설계되었음을 알 수 있다.

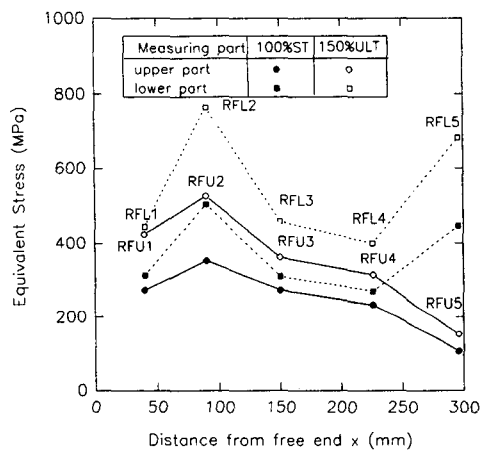


Fig. 12 Distributions of equivalent stresses on the fin frame

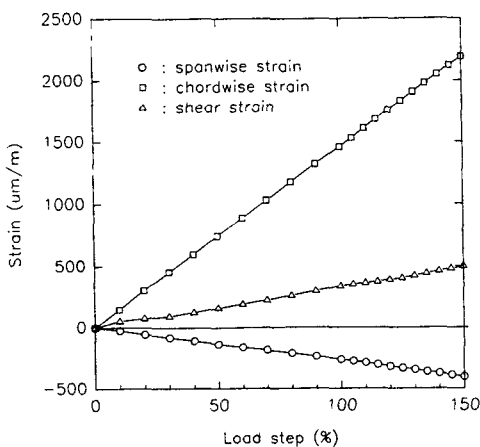


Fig. 11 Variation of the measuring point of RFL2 with load step for the ultimate load test

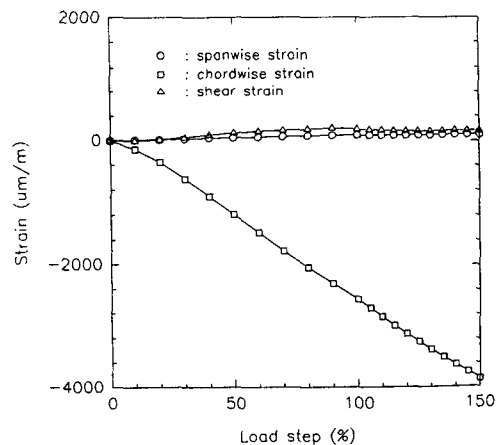


Fig. 13 Variations of the measured strain at the measuring point of RFL2 with load step for the ultimate load test

Table 1 Estimation of safety factor on the fin and fin frame

Component	Position of Rosette strain gage	100% Limit load			150% Ultimate load		
		Equivalent stress (MPa)	Yield strength (MPa)	Safety factor	Equivalent stress (MPa)	Yield strength (MPa)	Safety factor
Fin	RF2	104.27	323.83	3.106	157.03	440.96	2.808
Fin frame	RFL2	503.21	965	1.918	764.27	1102	1.442

4. 결 론

과학로켓트의 부분조립체인 날개조립체의 강도 평가를 위하여 우주 비행체의 실물 구조시험을 수행할 수 있는 시험장치를 구성하였으며, 국내에서 독자적으로 시험을 수행할 수 있는 시험방법을 정립하였다. 시험은 설계하중의 100% 한계하중 시험과 150% 극한하중시험이 수행되었다. 각각의 강도 평가시험에서 날개조립체의 날개와 날개고정체는 사용공력에 대해 안전하다고 평가되었으며, 150% 극한강도평가에서 날개와 날개고정체에서의 안전계수는 사용 소재의 인장강도를 기준으로 하는 경우 2.808과 1.442가 얻어져 날개의 경우에는 안전계수에 상당한 여유가 있으며, 날개고정체는 최적설계가 이루어 졌다고 평가되었다. 또한 날개조립체의 지지부분인 모터케이스에 대한 처짐에 의한 강성은 각각의 강도평가시험에서 같은 결과가 얻어졌으며, 680 N/mm에서 788.5 N/mm의 강성을 가지고 있음을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술처의 특정연구과제의 일부로

수행되었으며 과제수행에 공동참여하여 주신 항공우주연구소 우주발사체연구실 일동에 감사함을 드립니다. 또한 연구과제 수행중 본 실험에 적극 협조하여주신 정중호씨에게 감사를 드립니다.

참고문헌

- (1) 柳澤光威 山口康廣, 1979, “安全性管理における事故解析ついて,” 日本航空宇宙學會誌, 第27卷, 第302號.
- (2) 東京大學宇宙研究所報告, 1966, “特殊小型ロケット特集,” 第2卷 第2號.
- (3) Marsh, K. J. and Phil, D. M. E., 1976, “Full-Scale Testing of Components and Structures,” *SEECO'76-Fatigue Testing and Design*, April, London.
- (4) 과학로켓트 설계 및 개발연구(1), 1991, 최종연구보고서.
- (5) Dally, J. W. and Riley, W. F., 1978, *Experimental Stress Analysis*, McGraw-Hill Book Company.
- (6) S-520尾翼陪强度剛性試驗報告書, 1980, 東京大學校.