

## 우주 유연 붐의 열적 유기 진동에 관한 연구

공창덕<sup>†</sup> · 오경원\* · 방조혁\* · Y. Sugiyama\*\*

## A Study on Thermally-induced Vibration of Space Flexible Booms

Chang-duk Kong, Kyung-Won OH, Jo-Hyug Bang and Y. Sugiyama

Key Words: Thermally-induced Vibration(열 유기 진동), Flexible Space Structures(유연 우주구조물)

## Abstract

The purpose of this study is to analyze the phenomena of the thermally-induced vibration for the flexible space structure due to abrupt change of radiation heating circumstance using the numerical analyze and experiment test. In order to verify this structure, numerical approaches on the simplified flexible tube were compared with experimental test results at the ground experimental facility. In this analyze, it was found that the thermal deformation occurs firstly due to fast radiation heating of flexible structure and then the thermally-induced vibration would be induced due to small periodic change of temperature. According to comparison of numerical and experimental results, in case of no tip mass, the first mode vibration by the numerical analyze was 0.78Hz same as that of the experimental result. However in case of increase tip-masses of 8g, 16g, 50g and 100g, the first modes vibration theoretical analyze were 1.75Hz, 1.3Hz, 0.87Hz and 0.73Hz, in decrease trend respectively and those by experimental test were 2.34Hz, 1.5Hz, 0.78Hz and 0.78Hz in decrease trend respectively. Although using the simplified equation for the estimation, the estimation results were similar to experimental results.

amplitude[a.u.] : amplitude arbitrary unit

$$\beta = \frac{\beta^*}{L} = \frac{L}{EI} M_T = \frac{L}{I} \int_A \alpha T(x) x dA$$

$$\mu = M/\lambda$$
 (mass ratio:  $\lambda$  끝단길량,  $M$  붐의 길량)

## 1. 서론

우주공간에서의 우주비행체의 임무가 다양해짐에 따라 구조물이 복잡해지고 대형화된다. 한편, 우주비행체의 발사경비절감이라는 측면에서 보면 구조물의 무게를 줄여야 하는 현실적인 필요성이 따르게 된다. 이러한 이유로 우주비행체의 경량화는 필연적으로 구조적 강성의 감소로 구조적 불안정성을 야기시킨다.

유연 구조를 갖는 인공위성은 발사체나 보통의 우주정거장에 비해서 낮은 진동 주파수에서 작은

감쇠 진동 특성을 가지고 있다. 특히 태양의 복사열등에 의한 열적 환경 하에 있는 유연 우주구조물은 열적변형 및 진동을 일으키게 된다. 예로 인공위성은 유연 구조물로 인해 자체적으로 진동을 흡수하는 능력이 감소하게 되어, 진동이 오래 되면 구조물의 파괴, 불안정성등 여러 가지 문제점을 야기 시킬 수 있다. 이러한 진동현상은 1960년대 말에 OGO-IV 위성에 의해 관찰되었다. 유연한 붐이 열적 진동으로 야기된 큰 변형에 의해 파괴되었고 이 진동으로 인해 위성체 성능에 큰 손상을 입었다. Frisch[1]는 열 진동에 의해 손상된 위성체에서 관찰된 현상과 유사하게 모사한 실험 붐의 복사열에 의한 비틀림과 굽힘 현상을 조사하였다. 이때 열적 진동을 붐의 비틀림 강성을 증가시킴으로서 제거 될 수 있음을 보여 주었다. Yu[2]는 유연한 위성 붐의 운동의 안정성에 대해, 점탄성 및 점성 감쇠효과를 살펴보았으며, 비틀림 강성이 매우 큰 경우도 태양 복사열 유속에 의해 야기된 열적 굽힘 모멘트에 의해 불안정성이 일어 날 수 있음을 제시하였다.

본 연구에서는 이러한 우주 유연 구조물의 열적

---

<sup>†</sup> 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

E-mail : cdgong@mail.chosun.ac.kr

TEL : (062)230-7188 FAX : (062)230-7188

\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정회원, Dept. Aerospace Engineering, Osaka Prefecture University, Japan

진동거동을 규명하고자 하였다. 단순화한 유연 붐 구조물을 이론적 해석을 수행하였고 전기히터에 의한 복사열에 의해 발생하는 열적 진동거동을 지상 실험실에서 실험적으로 관찰 및 분석을 하고 수치해석치과 비교하였다.

2. 본 론

2.1 유연 우주 구조물의 열 유기 환경

우주환경하에서 유연 구조물의 열 유기 진동 메커니즘은 급속한 태양가열에 의해 유연 구조물의 열적 굽힘 모멘트에 의한 미소한 열적 변위가 발생한다. 이때 미소한 온도의 주기적 변화로 열 유기진동 발생한다고 알려졌다. [3]

식 (1)은 Fig. 1과 같이 우주환경하에서 단순화한 유연 붐의 모식도를 X축방향에 따른 붐이 흡수하는 태양복사열 $S(t)$  나타낸 것이다.

$$S(t) = S_0 \cos \left\{ \frac{\partial V(t)}{\partial X} \right\} \quad (1)$$

여기서  $S_0$ 는 붐이 흡수하기전의 복사열이고  $V(t)$ 는 열적 변위를 의미한다. 그러나 이를 지상 실험실환경하에서 받아들이는 복사열은 우주환경과 다르며 이를 보정하기 위해 열적 모멘트 ( $M_T$ )와 탄성 휨 강도 ( $EI$ )의 비로 정의되는  $\beta$  [3]라는 실험에 의해 결정되어지는 파라미터를 정의하여 삽입하였으며, 또한 변위가 클수록 열 유속이 감소한다. 따라서 이때의 복사열은 (2)식과 같이 나타낼 수 있다.

$$S = \delta(\phi) S_0 \left(1 - \frac{V}{\beta}\right) \cos \phi \quad (2)$$

이때,  $\delta(\phi)$ 는 다음과 같이 원주방향 위치에 따라 정의되는 값이다.

$$\delta(\phi) = 1 \left(-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2}\right), \delta(\phi) = 0 \left(\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{3\pi}{2}\right)$$

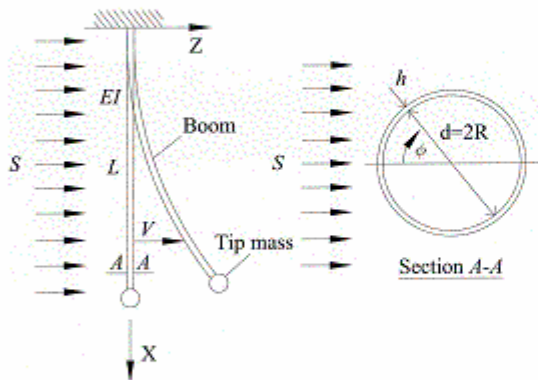


Fig. 1 단순화한 우주 유연 붐

2.2 우주 붐의 열 유기 진동 해석

열 유기 진동에 관한 해석을 용이하게 하기위해 단순화한 유연붐(A1-2024-alloy)을 설정하였

다. Table 1 과 Table 2는 본 연구에 사용한 모델의 재료재원 및 특성을 나타낸 것이다.

Table. 1 시험시편의 치수

|                            |        |
|----------------------------|--------|
| L(mm) (끝단 질량포함한 길이)        | 930.00 |
| D(mm) (붐의 지름)              | 3.00   |
| h(mm) (붐의 두께)              | 0.30   |
| Z(mm) (열원중심부터 붐까지 거리)      | 80.00  |
| Strain gage(mm) (고정 단으로부터) | 100.00 |

Table. 2 시험시편의 재료특성

| 재 질                    | 알루미늄 2024 합금          |
|------------------------|-----------------------|
| $\lambda$ 열전도율 (W/mK)  | $1.93 \times 10^2$    |
| $\rho$ 밀도 ( $kg/m^3$ ) | $2.76 \times 10^3$    |
| c 비열 (J/kgK)           | $9.21 \times 10^2$    |
| E 종탄성계수 ( $N/m^2$ )    | $7.25 \times 10^{10}$ |
| 선팽창계수(1/K)             | $2.30 \times 10^{-7}$ |
| Boley                  | 0.74 (우주환경)           |

2.2.1 열 평형방정식

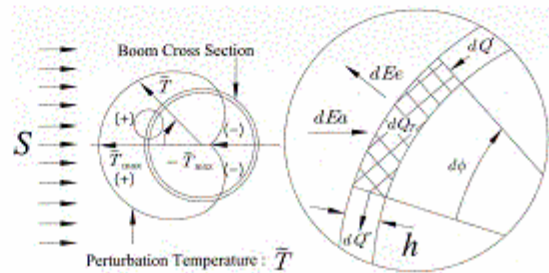


Fig. 2 붐 단면에서의 열전달 및 온도분포

Fig. 2에서와 같이 붐 단면 미소요소에서의 열 평형은 다음과 같이 나타 낼 수 있다.

$$dQ_T = dQ_c - dE_e + dE_a \quad (3)$$

이를 다시 쓰면 다음과 같은 식이 된다.

$$c\rho h \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{\lambda h}{R^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \phi^2} + \epsilon\sigma_0 T^4 = 0 \quad (4)$$

시간, 온도에 대한 무차원 변수  $t', T$ 와  $\psi, \gamma$ 를 정의하면 (5)과 같은 식이다. [3]

$$t' = \frac{\lambda}{c\rho R^2} t, T = \frac{T}{T_0}, \psi = \frac{S_0 R^2}{\lambda h T_0}, \gamma = \frac{\epsilon\sigma_0 R^2 T_0^3}{\lambda h} \quad (5)$$

(5)식을 (4)식에 대입하면 (6)식과 같은 열전달 방정식이 유도된다.

$$\frac{\partial T}{\partial t'} - \frac{\partial^2 T}{\partial \phi^2} + \gamma T^4 = \psi \cos \phi \quad (6)$$

2.2.2 운동 방정식

Euler beam theory small motion equation은 (7) 식으로 나타낼 수 있다.

$$EI \frac{\partial^4 v}{\partial x^4} - \frac{\partial^2}{\partial x^2} M_T + \rho A \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} = 0 \quad (7)$$

$E, I$ 는 각각 붐의 탄성계수 및 단면 2차모멘트이고  $M_T$ 는 열적 모멘트이다. 운동방정식을 다음과

같이 정의되는 무차원계수들을 이용하면 붐의 열진동 지배방정식을 구할 수 있다.

$$\omega = \frac{\nu}{L}, \xi = \frac{x}{L}, \tau = \frac{t}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}}, \eta = \frac{\alpha R^2 h L T_0}{(2+8)\eta} \quad (8)$$

$$\therefore \frac{\partial^4 \omega}{\partial \xi^4} + \frac{\partial^2 \omega}{\partial \tau^2} - \frac{\partial^2 m}{\partial \xi^2} T = 0 \quad (9)$$

유연한 붐의 변위는 준정적인 무차원 열적 변위와 ( $\omega_s$ )와 급격한 무차원 열적 변위 ( $\omega_i$ )로 나타낼 수 있다.

$$\omega = \omega_s + \omega_i$$

$$\frac{\partial^4 \omega_s}{\partial \xi^4} + \frac{\partial^4 \omega_i}{\partial \xi^4} + \frac{\partial^2 \omega_s}{\partial \tau^2} + \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \tau^2} - \frac{\partial^2 m}{\partial \xi^2} T = 0$$

만일 준정적인 경우 급격한 무차원 열적 변위  $\omega_i = 0$ , 시간에 대한 편미분 항은 "0"으로 가정할 수 있으므로 (10)식과 같이 쓸 수 있다.

$$\therefore \frac{\partial^4 \omega_s}{\partial \xi^4} - \frac{\partial^2 m}{\partial \xi^2} T = 0 \quad (10)$$

### 2.2.3 Boley 파라미터

열 균형방정식과 운동방정식에서 사용한 무차원화 시간이 각각의 식  $\tau'$  (5)과  $\tau$  (8)로서 상호관계를 나타내기 위해 (11)식과 같은 Boley 파라미터를 정의한다.[3]

$$\tau' = \frac{\lambda}{c\rho R^2} t = \frac{\lambda}{c\rho R^2} \tau^2 \sqrt{\frac{\rho A}{EI}} \quad (11)$$

$$B = \frac{\tau'}{\tau} = \frac{c\rho R^2}{L^2} \sqrt{\frac{\rho A}{EI}} \quad (12)$$

### 2.3 수치해석

수치모사는 FORTRAN과 MATLAB 프로그램을 이용하였으며, Boley 파라미터  $B$ 값의 변화,  $\beta$  값 그리고  $\psi$ 값의 변화에 따른 열적 진동 해석을 수행하였다. 또한 무차원화된 시간을 실제 시간으로 변환하여 FFT분석을 하여 진동모드 및 주파수를 찾아내었다.

Fig. 3은  $\psi_0 = 0.0004$ 로 고정하고  $B=1$ 인 경우와  $B=10$ 인 경우로서 1차 모드의 진동수의 변화는 없지만, 진동진폭이  $B=1$ (우주환경)인 경우가 상대적으로 급격하게 증가함을 알 수 있다.

Fig. 4는  $B=1$ 로 고정할 때  $\psi = 0.0004$ 와  $\psi = 0.0008$ 에 따른 진동특성을 나타낸 것으로 1차모드의 고유진동수에는 변화가 없지만  $\psi$ 가 증가시 상대적으로 큰 진동진폭의 급격한 증가를 보인다.

Fig. 5는  $\psi_0 = 0.0004$ ,  $B=1$ 로 고정시  $\beta = 0.3$ 과  $\beta = 0.5$ 에 따른 진동특성을 나타낸 것으로  $\beta$ 증가시 상대적으로 진폭증가가 작게 일어난다. 우주환경에서는 Boley 파라미터 값이 1에 유사하지만 지상에서는 1보다 훨씬 큰 값으로 존재한다.[5]

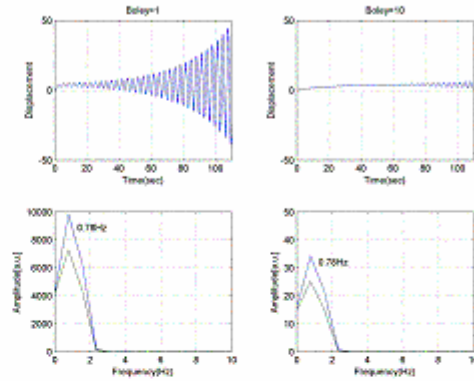


Fig. 3 Boley 파라미터 값의 변화에 따른 FFT-Analysis ( $\psi_0 = 0.0004$ )

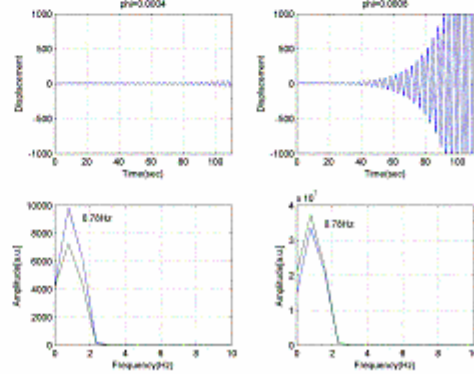


Fig. 4  $\psi$ 값의 변화에 따른 FFT-Analysis ( $B=1$ )

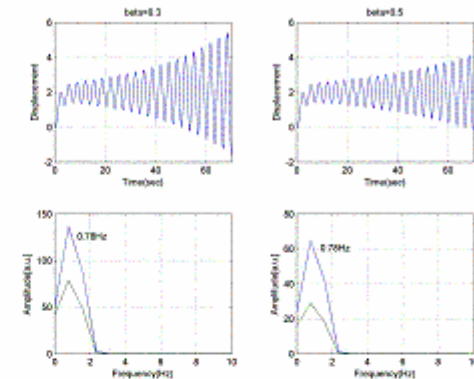


Fig. 5  $\beta$  값의 차이에 변화에 따른 FFT-Analysis ( $\psi_0 = 0.0004$ ,  $B=1$ )

Boley 파라미터 값이 작을수록 진폭의 발산이 매우 빠르게 나타나는데, 세장비가 길어지거나 직경이 작아진다는(즉, 유연도 증가)것도 의미한다.  $\psi$  값이 커진다는 것은 복사열  $S(t)$  값이 증가하는 것을 나타내며  $S(t)$ 는 시간의 영향을 받아 예를 들어 고도에 따른 천이 시간이 진동 발생에 영향을 주어 저궤도 위성은 정지위성보다 급격한 온도변화로 인한 굽힘 모멘트가

더 빨리 발생하여 진동의 진폭증가가 급속히 일어날 수 있음을 보여준다.

## 2.4 지상 실험실의 실험

### 2.4.1 시험장치 구성 및 방법

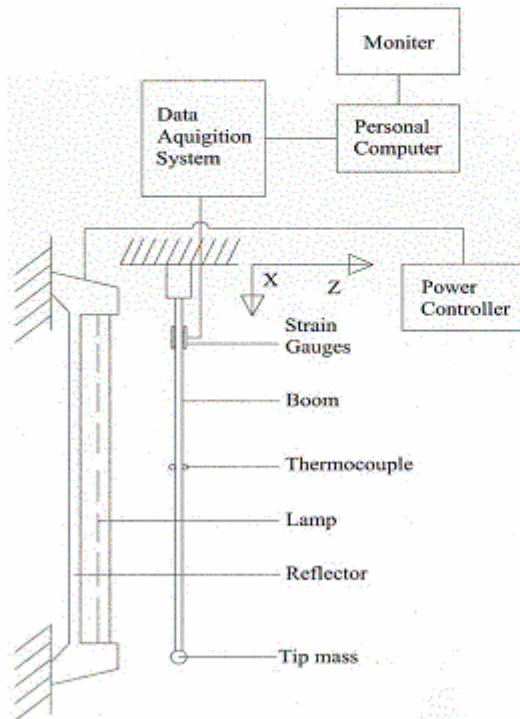


Fig. 6 열 유기진동거동 실험장치 구성도

본 연구의 열 유기진동거동을 조사하기 위한 시험장치구성은 Fig. 6과 같다. 실험시편에 스트레인 게이지 (FLA-5-23-1L, Tokyo Sokki Kenkyujo Co., Ltd.)를 고정단으로부터 100mm 위치에 부착하였다. 고차진동이 일어날 경우에도 100mm위치에는 노드점이 형성되지 않으며 스트레인 변화값을 유용하게 획득하기 위해 100mm지점에 하였다. 가열램프의 용량은 480V, 2.5kW으로 출력조절장치로 전압 값을 조절하여 열량을 조절하였다. 램프를 열로부터 보호하기 위해 냉각수로 냉각시키도록 하였다. 본 연구에서는 최대출력값에서 실험을 수행하였다. 열원의 중심과 붐의 중심으로부터 2축으로 80mm 거리를 두었으며 최대 변위 허용은 40mm로 한정하였다. 이는 Euler beam theory small motion에 충족하기 위함이다.

스트레인게이지를 2축과 Y축 방향으로 부착하고 SASCO사의 Model SA02 - SIGNAL CONDITIONING AMPLIFIER를 이용하여 500Hz의 속도로 2축 변형데이터를 동시에 획득하였다. 붐의 끝단 질량이 없는 경우와 질량이 8g, 16g, 50g, 100g으로 증가시키며 실험하였으며 각각 5번씩 실험하여 실험의 신뢰도를 높였다. 실험데이터는 작성된

MATLAB 프로그램을 이용하여 FFT 분석을 수행하였다. 또한 열전대(J-type : Kane-MAY KM330)를 이용하여 시편이 위치한 대기 온도와 복사열 받는 전면과 후면의 온도를 측정하였다. 끝단질량이 있는 경우는 진동이 발생하여 램프에 부딪치기 직전(램프와 붐의 거리40mm)에 가열을 중지하였다. Fig. 7은 램프로 끝단 질량 50g이 달린 시편을 가열 전 장면과 가열 후 40초대 열 진동이 일어나고 있는 모습을 보여준다.

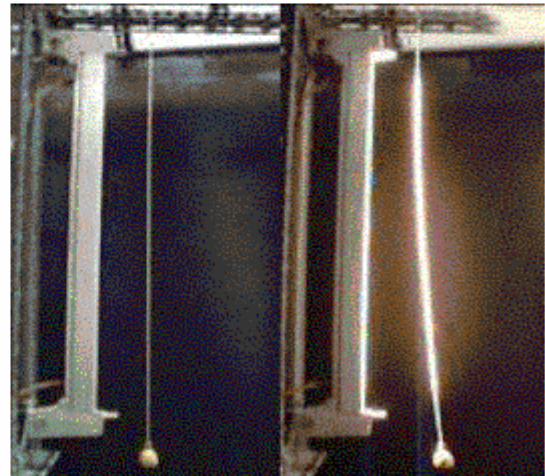


Fig. 7 가열하기전과 가열 40초후 진동하는 장면 (끝단질량 50g)

### 2.4.2 실험결과 및 분석

Table 3은 끝단 질량 변화에 따른 실험시편의 가열에 의한 열적 진동의 1차 모드의 고유진동수들을 이론치와 실험치를 비교한 것이다. 이론치 중에서 끝단 질량이 없는 경우는 앞에서 유도한 수치해석을 수행한 결과이고 끝단질량이 있는 경우는 단순화 식을 이용하였으며 붐의 질량 7g을 포함하였다. Table 4는 열전대를 이용 실험시편 및 주변대기온도 측정한 결과이다. 열을 공급 받는 면과 열을 받지 않는 면의 온도 차이가 약 50°C정도 차이가 남을 알 수 있다. 전면과 후면의 온도차이에 의해 미소한 열적변위가 일어남을 확인하였다. 열을 공급 받는 면은 가시적으로 약 7mm정도의 반사광이 보였으며 열을 공급 받지 않은 면은 약 3mm정도의 반사광이 관측되었다. 붐 주변에 튜브 같은 모양의 반사광이 형성하고 있으며 빛을 공급받지 않은 곳까지 형성되고 있음을 확인하였다. 이는 대기에 의한 열 대류현상으로 나타난 것이다. 이때 반사광의 온도를 측정할 결과 180°C, 붐 위치의 대기 온도는 160°C임을 확인하였다.

**Table 3** 시편의 고유진동수와 열에 의한 진동 수

| Tip Mass (g) | Frequency (Hz)             |                    |                       |                             |
|--------------|----------------------------|--------------------|-----------------------|-----------------------------|
|              | Theory*                    |                    | Experiment            |                             |
|              | * $\omega_0/2\pi$          | ** $\omega_g/2\pi$ | Damped Free Vibration | Thermally Induced Vibration |
| 0            | 0.78(numerical simulation) |                    | 0.78                  | 0.78<br>2.35                |
| 8            | 1.66 (sim p. sol.)         | 1.75 (sim p. sol.) | 2.34                  | 2.34                        |
| 16           | 1.17 (sim p. sol.)         | 1.3 (sim p. sol.)  | 1.56                  | 1.56                        |
| 50           | 0.66 (sim p. sol.)         | 0.87 (sim p. sol.) | 0.78                  | 0.78<br>11.7<br>21.9        |
| 100          | 0.47 (sim p. sol.)         | 0.73 (sim p. sol.) | 0.78                  | 0.78<br>9.4<br>24.2         |

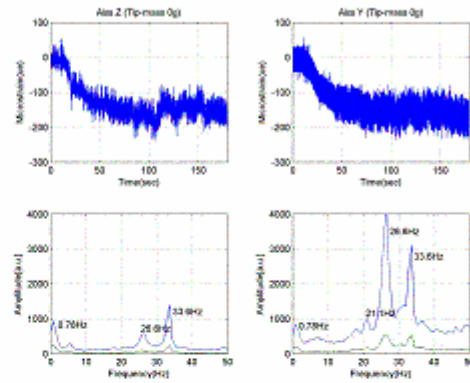
$$\omega_0 = (3EI/ml^3)^{1/2} \text{ (중력을 고려하지 않는 경우)}$$

$$\omega_g = \omega_0^2(1 + 2mgl^2/(5EI)) \text{ (중력을 고려한 경우)}$$

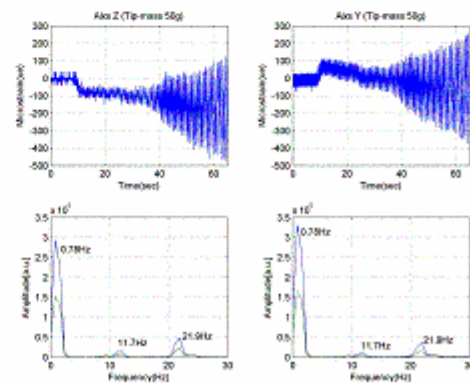
**Table 4** 열전대를 이용한 시험편 온도측정 결과

| 실험에 의한 온도분포 (상온 25°C 실험)   |              |
|----------------------------|--------------|
| 봄 위치의 대기 온도                | 160 (± 5) °C |
| 봄의 반사광 온도 (봄 측면으로부터 2mm지점) | 180 (± 5) °C |
| 열을 공급 받는 전면                | 255 (± 5) °C |
| 열을 공급받지 않는 후면              | 205 (± 5) °C |

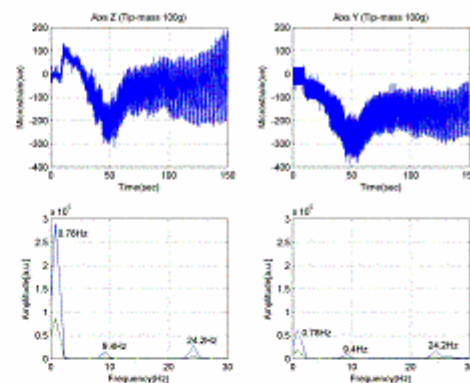
열에 의해 Al 2024합금의  $E$ 값이 287°C인 경우 18%감소함을 알 수 있었다[4]. 온도에 의한 시편의 재료 특성에 변화가 있음을 확인하였으며 이는 끝단질량이 증가 할 경우 시편의  $E$ 값이 감소와 더불어 중력에 의한 진자운동의 영향이 나타남을 확인하였다. Fig. 8 ~ Fig. 10는 끝단 질량이 없는 경우와 8g, 16g, 50g, 100g으로 증가 할 경우의 각각 마이크로 스트레인 값 변화를 상용 프로그램인 MATLAB을 이용하여 FFT 분석결과들을 보여준다. 그림에서 알 수 있듯이 끝단의 질량이 증가 할수록 진동 발산시간이 짧아졌으나 100g인 경우는 양단지지효과로 인하여 시간이 더 늘어났다. 예 따라  $\mu$ 값이 5이하의 값인 질량이 8g, 16g의 작은 끝단 질량일 경우는, 끝단 질량이 없는 경우의 1차 모드 고유진동수보다 크게 증가하였다. 그러나  $\mu$ 값이 5이상의 값인 50g, 100g 경우에는 1차 모드의 진동수가 0.78로 끝단 질량이 없는 경우의 1차 모드 고유진동수와 같이 나타났다.



**Fig. 8** Dynamic behavior of the test boom without tip-mass[0g] & result of FFT-analyze



**Fig. 9** Dynamic behavior of the test boom with tip-mass[50g] & result of FFT-analyze



**Fig. 10** Dynamic behavior of the test boom with tip-mass[100g] & result of FFT-analyze

### 2.5 수치해석과 실험과의 비교분석

끝단질량이 없는 경우는 1차 모드 진동수가 0.78Hz, 2차 모드는 2.35Hz로 가시적으로 2차 진동모드가 (노드점 78%) 보다 뚜렷하게 나타났다. 끝단질량이 8g인 경우는 가시적으로 다중 모드진동이 잠시 일어났으나 곧 1차 진동모드가 발산하기 시작하면서 다중 모드 진동은 사라지고 2.34Hz로 진동이 발산하였다. 16g도 8g과 유사하

였으나 1차 진동모드와 다중 모드진동이 같이 발생하였다. 다중 모드진동현상은 미약하게 지속되다가 소멸되었고 1.56Hz로 진동이 발산하였다. 그러나 끝단질량이 50g인 경우는 다중 모드진동현상은 지속적으로 발생하였으며 1차 진동모드가 빠르게 나타났고 0.78Hz로 진동이 발산하였다. 100g인 경우는 초기의 열에 의한 변위가 과다한 끝단의 질량으로 양단 지지효과로 인한 변위가 일어났으며 지속적인 다중 모드 진동과 함께 1차 모드 진동이 0.78Hz로 나타났다.

그림 11에서와 같이 수치해석 치와 실험 치로 비교할 때 끝단질량이 없는 경우 1차 고유진동수가 0.78Hz로 동일하였으며, 끝단 질량이 증가하는 경우는(8g, 16g, 50g, 100g) 1차 고유진동수들의 이론치 경우 1.75Hz, 1.3Hz, 0.87Hz이고 실험치 경우는 2.34Hz, 1.56Hz, 0.78Hz, 0.78Hz로서, 끝단질량이 없는 경우보다 갑자기 증가하였다가 점차 감소하였고 실험치와 이론치가 미소한 차이는 있지만 유사한 경향을 보였다.

진동 Growth-ratio times는 실험적으로 살펴 본 결과에 의하면 끝단 질량이 없는 경우는 2차 진동모드가 더 강한 진동을 일으켜 1차 진동모드에 의한 진동발산은 없었으며 끝단 질량이 존재할 경우 질량이 증가하면서 Growth-ratio times는 짧아졌으나 100g인 경우는 양단지지 효과와 다중 모드 진동이 지속적으로 일어나 Growth-ratio time은 오히려 더 늦어졌다. 또한  $\mu$ 의 값이 5이상의 질량은 진동 발산 후 진동주기가 진자운동과 비슷한 경향을 나타냈다.

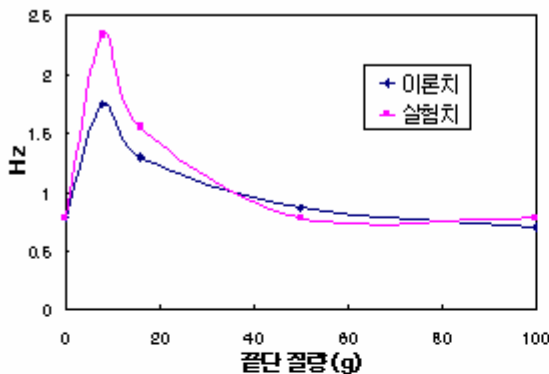


Fig. 11 끝단 질량에 따른 1차 진동수

### 3. 결 론

본 연구에서 유연 우주 구조물이 급격한 열적 환경에 의해 발생하는 진동현상을 규명하기 위해 단순화한 유연 구조물에 대해 수치적인 접근과 지상 실험실에서 실험한 데이터를 비교 분석한 결과 유연 구조물이 급속한 복사열에 의해 열적 모멘트에 의한 열적 변위가 발생하고 온도의 미소한 주기적 변화로 열 유기 진동이 발생함이 밝

혀졌다.

Boley 파라미터 값이 작을수록, 세장비가 길어지거나 직경이 작아지거나 유연도 증가할수록, 또는  $\mu$ 값이 커져 즉 복사열  $S(\theta)$ 값이 증가할수록, 진동의 발산이 매우 빠르게 나타남이 수치해석을 통해 밝혀졌다.

수치해석치와 실험치를 비교할 때 끝단질량이 없는 경우 1차 고유진동수가 0.78Hz로 동일하였으며, 끝단 질량이 증가하는 경우는(8g, 16g, 50g, 100g) 1차 고유진동수들이 이론치 경우 1.75Hz, 1.3Hz, 0.87Hz, 0.78Hz이고 실험치 경우는 2.34Hz, 1.56Hz, 0.78Hz, 0.78Hz로서, 끝단질량이 없는 경우 보다 1차 모드 고유진동수가 갑자기 증가하였다가 점차 감소하였고 실험치와 이론치가 미소한 차이는 있지만 유사한 경향을 보였다.

Growth-ratio times를 실험적으로 살펴 본 결과에 의하면 끝단 질량이 존재할 경우 질량이 증가하면서 Growth-ratio times는 짧아졌으나 100g인 경우는 양단지지 효과와 다중모드 진동이 지속적으로 일어나 Growth-ratio time은 오히려 더 늦어졌다.

향후 우주환경과 유사한 환경(진공상태)을 제작하여 실험을 수행하고 시뮬레이션을 통하여 설계시 열이 우주 유연 구조물에 미치는 영향을 파악하고자 한다. 또한 능동적으로 제어하는 방법을 모색하고자 한다.

### 참고문헌

- 1) Frisch, H. P., 1979, "Thermally Induced Vibration of Long Thin-Walled Cylinders of Open Section," *Journals of Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, pp. 897-905.
- 2) Yu, Y. Y., Aug. 1969, "Thermally Induced Vibration and Flutter of a Flexible Boom," *Journals of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, No. 8, pp.902-910.
- 3) 角 誠之助, "人工衛星ブームの 熱理性振動と 安定性に関する 研究", 平成元年度科學研究費補助金(一般研究 B) 研究成果報告書, 研究課題番號 62460074, March, 1990.
- 4) METALS HANDBOOK, 8th edition, Properties and selection, American Society for Metals.
- 5) John Johnston, Sep. 2, 1999, "Thermally-Induced Dynamics of Spacecraft Structures" *NASA GSFC*
- 6) 大西和人, "柔軟宇宙構造物の 熱誘起不安定振動に関する 研究", 大阪府立大學 大學院 航空宇宙分野, 修士論文, March, 2002.
- 7) Earl A. Thornton, Oct. 1994, "Aerospace Thermal Structures and Materials for New Era" *AIAA Technical papers Vol.168 ASTRONAUTICS AND AERONAUTICS*, pp.163-177