

위성체 유연구조물의 열 진동 해석

○ 윤 일 성* , 김 규 선** , 송 오 섭***

Thermally Induced Vibration Analysis of Flexible Spacecraft Appendages

○ Il - Soung Yoon* , Gu - Sun Kim** , Oh - Seop Song***

ABSTRACT

Thermally induced vibration response of composite thin walled beams is investigated. The thin-walled beam model incorporates a number of nonclassical effects of transverse shear, primary and secondary warping, rotary inertia and anisotropy of constituent materials. Thermally induced vibration response characteristics of a composite thin walled beam exhibiting the circumferentially uniform system(CUS) configuration are exploited in connection with the structural coupling resulting from directional properties of fiber reinforced composite materials and from ply stacking sequence. A coupled thermal structure analysis that includes the effects of structural deformations on heating and temperature gradient is investigated.

1. 서론

우주환경에서 임무를 수행하는 위성체 구조물은 태양빛을 받지 못하는 식 영역(Eclipse region)에서 태양 빛을 받는 영역으로 진입시에 또는 그 반대의 경우에 태양빛에 노출되는 부분과 그렇지 않은 부분과의 온도 차이에 의해서 열변형이 발생되게 된다. 이러한 열변형에 의한 교란에 의해 정밀지향 탑재체의 자세지향 정밀도가 크게 훼손되어 고해상도의 영상을 얻을 수 없게 된다. 따라서 이러한 열적 진동 및 열적 불안정 문제들을 예측하여 이를 설계에 반영하여야 한다. 최근 위성체의 구조물은 경량화되는 추세인데 반하여 요구되는 임무의 정밀도는 매우 증가되고 있다. 즉 구조물의

연성은 증대되고 지향정밀도 요구조건은 증가되고 있다. 그러므로, 효율적인 임무수행을 위해서는 태양전지판이나 안테나, boom 과 같은 유연 구조물에 발생한 열적 변형에 의한 교란력에 의한 위성 본체의 진동을 효과적으로 억제하여야 한다.

본 논문은 인공위성의 관측성능에 중요한 영향을 미칠 수 있는 열변형에 의해 발생하는 유연 구조물의 진동현상 규명 및 그 수동제어에 관련된 연구이다. 특히 위성체의 발사 비용 절감 및 수명연장을 위하여 비강성 및 비강도면에서 기존의 금속 합금보다 우수한 복합재료의 사용이 증가될 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 온도변화에 의해 발생하는 복합재료 유연 구조물의 진동해석 및 그 수동제어에 관련된 연구에 중점을 두고자 한다.

해석 대상은 Boom (Gravity gradient, Antennae and Scientific instrument) 과 같은 1-D 보 구조물이며 열적-동역학적 효과를 고려하여 운동방정

* 충남대학교 기계공학과 대학원

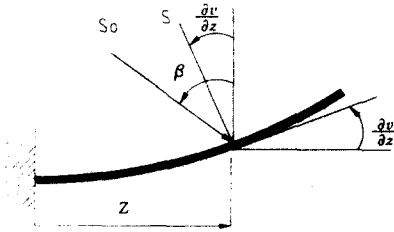
** 한국항공우주연구소

*** 충남대학교 기계공학과

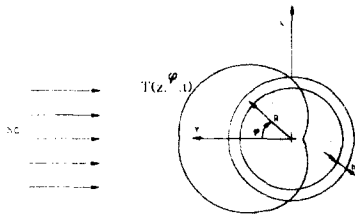
식을 유도하고 이로부터 열 하중에 의한 동적 응답 해석(Thermal dynamic response analysis)을 수행하였다.

2. 열해석

1-D 외팔 보 모델의 구조물에 입사되는 heat flux의 직각 방향 성분은 구조물의 변형을 고려할 때 다음과 같이 표현 할 수 있다



a) Heat flux



b) Boom cross section

Fig.1 Heat flux for coupled thermal-structural analysis

$$S = S_0 \cos\left(\beta - \frac{\partial v}{\partial z}\right) \quad (1)$$

여기에서 S_0 는 solar heat flux (W/m^2)이다.

식(1)을 이용하여 열전달 방정식을 세우면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{k}{\rho c R^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \phi^2} + \frac{\sigma \epsilon}{\rho c h} T^4 \\ = \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \delta \cos \phi \cos\left(\beta - \frac{\partial v}{\partial z}\right) \end{aligned} \quad (2)$$

식(2)에서 온도 T는 평균온도 $\bar{T}(z, t)$ 와 섭동 온도 $\bar{T}_m(z, t) \cos \phi$ 의 합으로 다음과 같이 근사화 하였다.

$$T(z, \phi, t) = \bar{T}(z, t) + \bar{T}_m(z, t) \cos \phi \quad (3)$$

식(3)을 식(2)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 두 개의 미분방정식이 유도된다.

$$\frac{\partial \bar{T}}{\partial t} + \frac{\sigma \epsilon}{\rho c h} \bar{T}^4 = \frac{1}{\pi} \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \cos\left(\beta - \frac{\partial v}{\partial z}\right) \quad (4a)$$

$$\frac{\partial \bar{T}_m}{\partial t} + \frac{1}{\tau} \bar{T}_m = \frac{1}{2} \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \cos\left(\beta - \frac{\partial v}{\partial z}\right) \quad (4b)$$

식(4a)와 식(4b)에서 다음과 같은 섭동 온도를 유도하였다.

$$\bar{T}_m = \frac{e^{-t/\tau} T^*}{\tau} \int_0^t e^{p/t} \cos\left(\beta - \frac{\partial v}{\partial z}\right) dp \quad (5)$$

여기에서, T^* 는 섭동 온도의 정상상태 값이며 다음과 같다.

$$T^* = \frac{1}{2} \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \tau$$

3. 구조해석

3-1. 변위장

각 변위변수의 함수로 표시된 변위벡터는 다음과 같다.

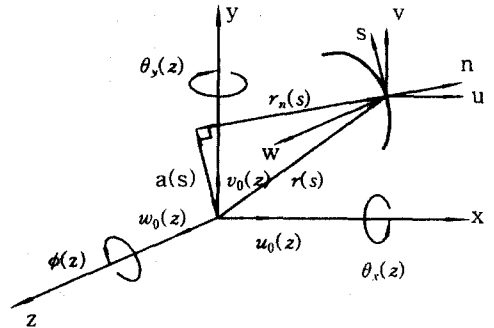


Fig. 2. Displacement field

$$\begin{aligned} u(s, z, t) &= u_0(z, t) - y(s) \phi(z, t), \\ v(s, z, t) &= v_0(z, t) + x(s) \phi(z, t), \\ w(s, z, n, t) &= w_0(z, t) + \theta_x(z, t) \left[y(s) - n \frac{dx}{ds} \right] \\ &\quad + \theta_y(z, t) \left[x(s) + n \frac{dy}{ds} \right] \\ &\quad - \phi'(z, t) \left[F_w(s) + na(s) \right] \end{aligned} \quad (6 \text{ a-c})$$

$$\text{where } F_u(s) = \int_0^s \left[r_n(s) - \frac{A_c}{\beta} s \right] ds$$

$$r_n(s) = x \frac{dy}{ds} - y \frac{dx}{ds}$$

$$a(s) = -y \frac{dy}{ds} - x \frac{dx}{ds}$$

여기에서, u_0, v_0, w_0 는 각각 x, y, z 축 방향의 병진변형(translation)을 나타내며, θ_x, θ_y, ϕ 는 x, y, z 축에 관한 회전각을 나타낸다. 또한 $F_u(s)$ 와 $na(s)$ 는 각각 1차 와평함수와 2차 와평함수를 나타낸다. 그리고 식(6 a-c)는 다음과 같은 단면의 불변형 조건을 만족한다.

$$\epsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial x} = 0, \quad \epsilon_{yz} = \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (7)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = -\phi + \phi = 0$$

3-2. 구성방정식

(Generally orthotropic) 복합재료의 열효과를 고려한 응력-변형률 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} & 0 & 0 & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} & 0 & 0 & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{33} & 0 & 0 & \bar{Q}_{36} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{36} & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} - \alpha_x T \\ \epsilon_{yy} - \alpha_y T \\ \epsilon_{zz} - \alpha_z T \\ \epsilon_{xy} - \alpha_{xy} T \\ \epsilon_{yz} - \alpha_{yz} T \\ \epsilon_{zx} - \alpha_{zx} T \end{bmatrix} \quad (8)$$

stress resultants와 couples는 3차원 구성방정식을 두께방향(n 방향)으로 적분하여 구할 수 있다. 따라서 이러한 stress resultants와 couples는 각각 s 와 z 의 함수로서 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \\ L_x \\ L_y \\ N_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & 0 \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & 0 \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34} & 0 \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} & 0 \\ K_{51} & K_{52} & K_{53} & K_{54} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx}^0 \\ \gamma_{xz}^0 \\ \epsilon_{yy}^0 \\ W_M \\ \epsilon_{zz}^0 \\ \gamma_{yz}^0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} N_1^T \\ N_2^T \\ N_3^T \\ N_4^T \\ N_5^T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

3-3. 운동방정식과 경계조건식 유도

복합재료 보의 지배방정식과 그에 관련된 경계조건을 유도하기 위해서 다음과 같은 Hamilton's

variational principle을 이용하였다.

$$\delta J = \int_{t_0}^{t_1} [-\delta U + \delta K] dt = 0 \quad (10)$$

여기에서, 탄성에너지 U 는 다음과 같다.

$$U = \int_0^L \int_C [N_{zz} \epsilon_{zz}^0 + L_{zz} \epsilon_{zz}^n + N_{sz} \gamma_{sz}^0 + N_{sz} 2 \frac{A_c}{\beta} \phi' + N_{nz} \gamma_{nz}] ds dz \quad (11)$$

그리고 운동에너지 K 는 다음과 같다.

$$K = \frac{1}{2} \int_0^L \int_C [(\frac{\partial u}{\partial t})^2 + (\frac{\partial v}{\partial t})^2 + (\frac{\partial w}{\partial t})^2] \rho h ds dz \quad (12)$$

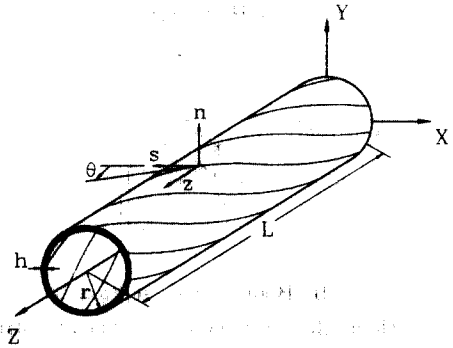


Fig.3 Circumferentially uniform system (CUS) configuration

운동방정식

Hamilton's principle로부터 유도된 총방향 및 횡방향 굽힘 연성운동의 운동방정식은 다음과 같다.

$$\delta u_0 : a_{43} \theta_x'' + a_{44} (u_0'' + \theta_y') - h_4' = b_1 \ddot{u}_0$$

$$\delta v_0 : a_{52} \theta_y'' + a_{55} (v_0'' + \theta_x') - h_5' = b_1 \ddot{v}_0$$

$$\delta \theta_y : a_{22} \theta_y'' + a_{25} (v_0'' + \theta_x') - a_{44} (u_0' + \theta_y) - a_{43} \theta_x' - h_2' + h_4 = (b_5 + b_{15}) \dot{\theta}_y$$

$$\delta \theta_x : a_{33} \theta_x'' + a_{34} (u_0'' + \theta_y') - a_{55} (v_0' + \theta_x) - a_{52} \theta_y' - h_3' + h_5 = (b_4 + b_{14}) \dot{\theta}_x \quad (13 \text{ a-d})$$

경계조건

at $z = 0$; $u_0 = v_0 = \theta_y = \theta_x = 0$

at $z = L$;

$$\begin{aligned} a_{43}\theta_x' + a_{44}(u_0' + \theta_y) - h_4 &= 0 \\ a_{52}\theta_y' + a_{55}(v_0' + \theta_x) - h_5 &= 0 \\ a_{22}\theta_y' + a_{25}(v_0' + \theta_x) - h_2 &= 0 \\ a_{33}\theta_x' + a_{34}(u_0' + \theta_y) - h_3 &= 0 \end{aligned}$$

(14 a-e)

여기에서

$$h_2 = \int_c^L (xN_1^T + \frac{dy}{ds} N_4^T) ds$$

$$h_3 = \int_c^L (yN_1^T - \frac{dx}{ds} N_4^T) ds$$

$$h_4 = \int_c^L (N_2^T \frac{dx}{ds}) ds, h_5 = \int_c^L (N_2^T \frac{dy}{ds}) ds$$

또한 N_1^T, N_2^T, N_4^T 는 열 stress resultants 이다.

4. 동적 응답

구조물의 동적 응답은 expansion theorem 에 의하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} [u_{0r}(z, t), v_{0r}(z, t), \theta_{yr}(z, t), \theta_{xr}(z, t)] \\ = \sum_1 [u_{0r}(z), v_{0r}(z), \theta_{yr}(z), \theta_{xr}(z)] q_r(t) \end{aligned} \quad (15)$$

식(15)에서 $u_{0r}(z), v_{0r}(z), \theta_{yr}(z), \theta_{xr}(z)$ 은 자유진동 해석을 통하여 얻어진 r 번째 모드 형상이다. 또한 자유진동 해석을 통하여 유도된 모드들의 orthogonality condition은 다음과 같다.

$$\int_0^L [b_1 u_{0r} u_{0s} + b_1 v_{0r} v_{0s} + (b_4 + b_{14}) \theta_{yr} \theta_{ys} + (b_5 + b_{15}) \theta_{xr} \theta_{xs}] dz = 0 \quad (16)$$

식 (15)에서 가정된 해와 식(16)에서 주어진 직교성(orthogonality)을 이용하여 열하중에 의한 동적 응답을 다음 식을 통하여 얻을 수 있다.

$$\ddot{q}_r(t) + \omega_r^2 q_r(t) = \frac{H_2}{H_1} \quad (17)$$

여기에서

$$H_1 = \int_0^L [b_1 u_{0r}^2 + b_1 v_{0r}^2 + (b_4 + b_{14}) \theta_{yr}^2 + (b_5 + b_{15}) \theta_{xr}^2] dz$$

$$H_2 = \int_0^L [h_4' u_{0r} + h_3' \theta_{yr} - h_4' \theta_{xr}] dz$$

Laplace Transform을 이용하여 식(17)의 엄밀해 $q_r(t)$ 를 구할 수 있다.

5. 예제 및 결과

본 예제에서 고려한 복합재료 보 구조물의 치수와 물성치들은 다음과 같다.

$h = 0.8 \text{ inch}, c = 10 \text{ inch}, L = 80 \text{ inch}$

$E_1 = 30 \times 10^6 \text{ psi}, E_2 = E_3 = 0.75 \times 10^6 \text{ psi}$

$G_{12} = 0.45 \times 10^6 \text{ psi}, G_{23} = G_{31} = 0.37 \times 10^6 \text{ psi}$

$\nu_{21} = \nu_{31} = 0.00625, \nu_{32} = 0.25$

$\rho = 0.000143 \text{ lb sec}^2/\text{inch}^4$

복합재료 보의 섭유각(θ)의 변화와 태양 heat flux의 입사각(β)의 변화에 따른 복합재료 보의 동적 열변형에 대하여 고찰하였다. 예측한 바와 같이 Heat flux의 입사각이 커질수록 보의 변위는 감소하여 $\beta = 90^\circ$ 에서 변위가 영이 되는 것을 알 수 있다. Fig.4, Fig.5에서 $\theta=45^\circ$ 인 경우 β 가 증가함에 따라 보의 변위는 점점 감소하지만 발산하는 불안정한 진동이 발생하였다. 그러나 Fig.6, Fig.7에서 볼 수 있듯이 $\theta=60^\circ$ 인 경우에는 β 가 증가하여도 발산하는 불안정한 진동이 발생하지 않는 것을 알 수 있다. 이는 섭유각을 조절함으로써 열적 플러터의 발생을 조절할 수 있음을 의미한다. Fig.8, Fig.9는 $\beta = 60^\circ$ 인 경우 θ 의 변화에 따른 보의 동적 변위를 나타내고 있다. $\theta=30^\circ$ 인 경우 가장 큰 변위를 나타내며, $\theta=90^\circ$ 인 경우 가장 작은 변위를 나타낸다.

Fig.10은 불안정한 진동이 발생하는 $\theta = 45^\circ$ 인 경우 β 의 변화에 따른 섭동온도(T_m)의 변화를 나타낸다. 섭동온도는 보의 변위에 연성되어 있으므로, 보의 동적 응답과 비슷한 경향을 나타내고 있음을 알 수 있다.

앞의 결과에서 알 수 있듯이 복합재료는 일반 등

방성 재료에 비하여 강성이 상대적으로 크므로 불안정한 진동이 발생하는 응답시간이 길며, 섬유각을 변화시켜서 플로터 발생의 억제가 가능하다. 따라서, 복합재료를 우주구조물의 재료로 사용할 경우에 일부 수행의 정밀도 향상이 예측된다.

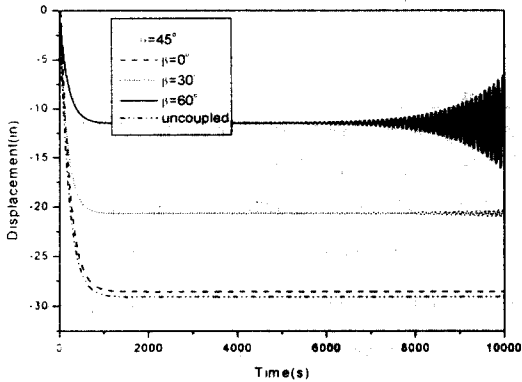


Fig.4 Unstable beam motion in x-direction from coupled thermal-structural analysis ($\theta=45^\circ$)

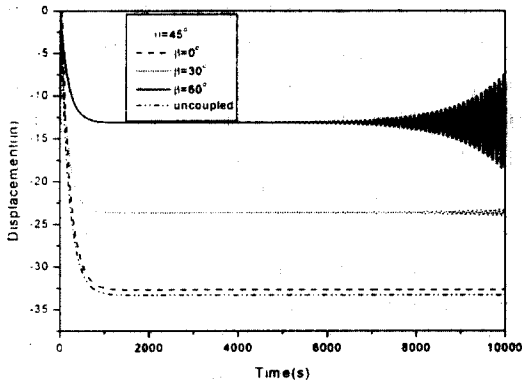


Fig.5 Unstable beam motion in y-direction from coupled thermal-structural analysis ($\theta=45^\circ$)

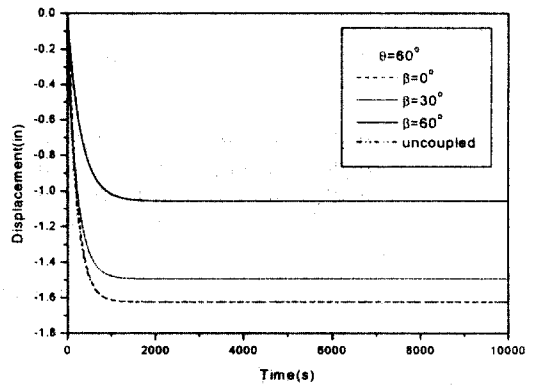


Fig.6 Beam motion in x-direction from coupled thermal structural analysis ($\theta=60^\circ$)

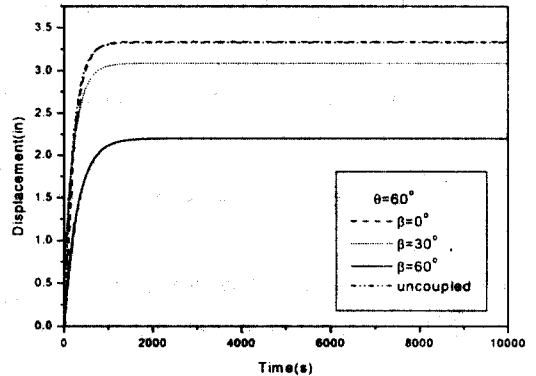


Fig.7 Beam motion in y-direction obtained from coupled thermal structural analysis ($\theta=60^\circ$)

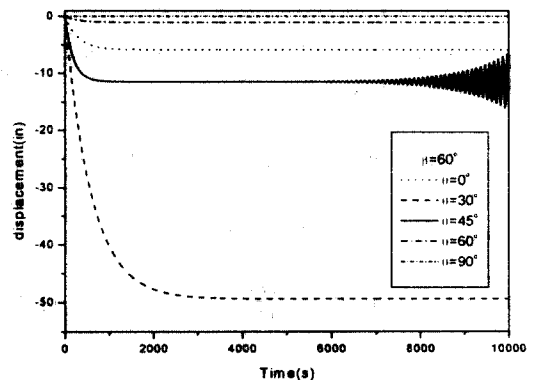


Fig.8 Beam motion in x-direction obtained from coupled thermal - structural analysis ($\beta=60^\circ$)

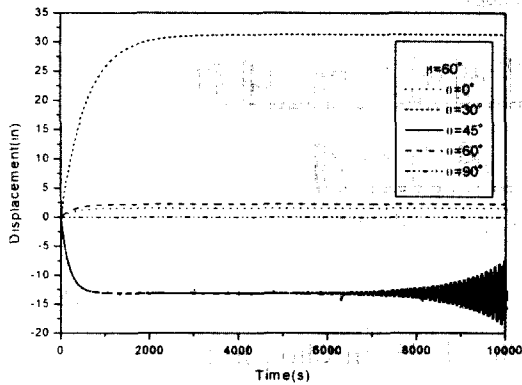


Fig.9) Beam motion in y-direction obtained from coupled thermal - structural analysis ($\beta=60^\circ$)

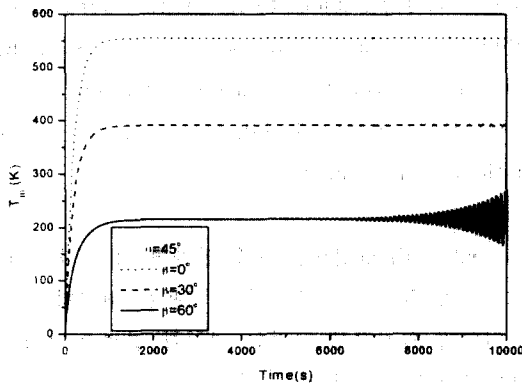


Fig.10 Perturbation temperature from coupled thermal-structural analysis ($\theta=45^\circ$)

6. 참고문헌

1. Thornton, E. A., and Yool A. Kim, "Thermally Induced Bending Vibration of a Flexible Rolled-Up Solar Array", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 30, No.4, July-August.1993.
2. Yi-Yuan Yu, "Thermally Induced Vibration and Flutter of a Flexible Boom", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.6, August .1969.
3. Seinosuke SUMI, Masahiko MUROZONO, Takayuki IMOTO and Satoru NAKAZATO, "Thermally-Induced Bending Vibration of Thin-Walled Boom with Tip Mass, Technology Reports of Kyushu University, Vol.63, No.1,

January 1990.

4. Thornton, E. A., Chini, G. P., and Gulick, D. W., "Thermally Induced Vibrations of a Self-Shadowed Split-Blanket Solar Array.", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No.2, March-April. 1995.

5. Graham, J. D., "Solar Induced Bending Vibrations of a Flexible Member," AIAA Journal, Vol. 8, No.11, pp.2031-2036, 1999.

6. Thornton, E. A., "Thermal Structures for Aerospace Applications", AIAA, Education series. pp.343-396.