

論文

위성체 태양전지판 구조물의 열적 플러터 해석

윤일성*, 강호식**, 정남희**, 송오섭**

Thermal Flutter Analysis of Spacecraft Solar Array Structure

Ilsoung Yoon*, Hoshik Kang** Namheui Jeong** and Ohseop Song**

ABSTRACT

In this paper, the vibration response of the spacecraft solar array is investigated. The solar array model consists of composite thin walled beam and solar blanket, spreader bar. The composite thin walled beam incorporates a number of nonclassical effects of transverse shear, primary and secondary warping, rotary inertia and anisotropy of constituent materials. The solar blanket is a membrane subjected to uniform tension in the z direction. The spreader bar is a rigid member. A coupled thermal structure analysis that includes the effects of structural deformations on heating and temperature gradient is investigated. A stability criterion given in parameters for establishes the conditions for thermal flutter.

초 록

본 논문에서는 위성체 태양전지의 진동응답을 분석하였다. 태양전지는 복합재료 얇은 벽보와 태양전지 판 및 보조 바로 구성되어 있다. 복합재료 얇은 벽보는 전단 변형, 1·2 차 와핑, 회전 관성과 재료의 방향성 등을 고려해야 한다. 태양전지 판은 z 방향으로 일정한 장력이 가해지는 얇은 막이며 보조 바는 강체 구조물이다. 열적 구배에 따른 구조 변형에 의한 영향을 고려하여 연성된 열적 구조 해석을 수행하였으며, 열적 불안정성 조건이 되는 안정성 기준 인자들을 분석하였다.

Key Words : Composite Thin Walled Beam(복합재료 얇은 벽 보), Spacecraft(위성체), Thermal Flutter(열적 불안정성), Solar Array(태양전지 판)

1. 서 론

위성체는 그 임무와 특성에 따라 천체망원경, 안테나 등의 여러 장비를 탑재하며 전력보조 시스템으로 태양전지 판을 장착하여 필요한 전력을 공급하고 저장한다. 1990년에 발사된 HST(Hubble space telescope)에 장착된 태양전지 판의 급격한 온도변화에 의한 굽힘 진동 현상의 발생으로 위

성의 자세지향 안정성이 저하되었다[1].

이와 같은 현상은 대류 열전달이 없는 우주환경에서 위성체 구조물이 태양 빛이 없는 식 지역(eclipse region)에서 태양이 있는 영역으로 노출되는 순간 또는 태양에 노출되는 부분과 노출되지 않는 부분의 온도 차이 등에 따라 나타나는 열변형에 의한 진동에 의해 발생하게 된다[2].

최근 위성체의 구조물은 경량화 되는 추세에 반하여, 요구되는 임무의 정밀도는 증가되고 있다. 다시 말하면 구조물의 연성은 증대되고 지향정밀도 요구조건이 점점 증가되고 있는 것이다. 그러므로, 효율적인 임무수행을 위해서는 태양전지 판이나 안테나, boom 과 같은 유연 구조물에

† 2005년 2월 3일 접수 ~ 2005년 5월 19일 심사완료

* 정회원, 삼성전기(주)

** 정회원, 충남대학교 기계공학과

연락처, E-mail : songos@cnu.ac.kr

대전광역시 유성구 궁동 220번지

발생하는 열변형에 의한 불안정한 진동을 효과적으로 억제하여야 한다[3].

본 연구는 인공위성의 관측성능에 중요한 영향을 미칠 수 있는 열변형에 의해 발생하는 유연 구조물의 진동현상 규명 및 억제방법을 연구하였다. 특히 위성체의 발사 비용 절감 및 수명연장을 위하여 비강성 및 비강도면에서 기존의 금속 합금보다 우수하며 가벼운 복합재료의 사용이 증가될 것으로 판단되며 따라서 본 연구에서는 열변화에 의해 발생하는 복합재료 유연 구조물의 진동해석에 관련된 연구에 중점을 두고자 한다.

해석 모델은 보와 강체 보조 바(spreader bar) 및 막(solar blanket)의 복합구조물로 하였으며, 해석 모델의 열적-동역학적 효과를 고려하여 운동방정식을 유도하고 이로부터 열하중에 의한 동적응답해석(thermal dynamic response analysis) 및 안정성(stability) 문제인 열-플러터 해석(thermal flutter analysis)을 수행하였다.

II. 열해석 및 구조해석

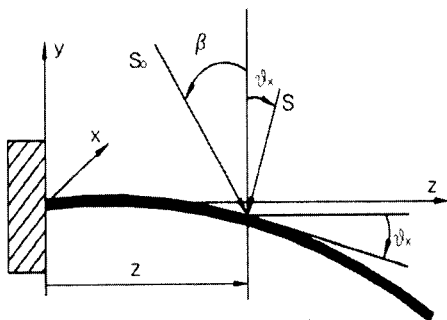
2.1 열해석

1-D 외팔 보 구조물의 모델은 Fig.1과 같으며, 구조물에 입사되는 태양열 플럭스의 직각방향 성분은 구조물의 변형을 고려할 때 다음과 같이 표현 할 수 있다[4].

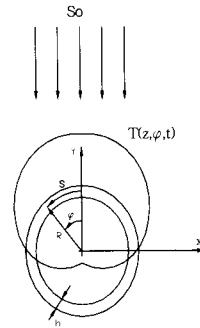
$$S = S_0 \cos(\beta + \theta_x) \tag{1}$$

여기에서 S_0 는 태양열 플럭스(W/m^2)이며, β 는 태양열 플럭스의 입사각이고, θ_x 는 보의 굽힘 기울기이다.

온도와 보의 변위가 연성된 경우 에너지 보존 방정식을 세우면 다음과 같다.



a) Heat flux



b) Boom cross section

Fig. 1. Heat flux for coupled thermal-structural analysis

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

여기서 온도 T 는 평균온도 $\bar{T}(z, t)$ 와 섭동 온도 $T_m(z, t) \cos \phi$ 의 합으로 다음과 같이 근사화 하였다.

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

온도 T 를 에너지 보존 방정식에 대입하면 다음 두 개의 상미분 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{T}}{\partial t} + \frac{\sigma \epsilon}{\rho c h} \bar{T}^4 &= \frac{1}{\pi} \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \cos(\beta + \theta_x) \\ \frac{\partial T_m}{\partial t} + \frac{1}{\tau} T_m &= \frac{1}{2} \frac{\alpha S_0}{\rho c h} \cos(\beta + \theta_x) \end{aligned} \tag{4}$$

이로부터 다음과 같은 정상상태의 평균온도 \bar{T}_s 와 섭동온도 T_m 을 유도하였다.

$$\bar{T}_s = \left(\frac{1}{\pi} \frac{\alpha S_0 \cos \beta}{\sigma \epsilon} \right)^{1/4} \tag{5}$$

$$T_m = \frac{e^{-t/\tau} T^*}{\tau} \int_0^t e^{p/t} \cos(\theta + \theta_x) dp \tag{6}$$

여기에서,

$$T^* = \frac{\alpha S_0}{2 \rho c h} \tau \tag{7}$$

$$\frac{1}{\tau} = \frac{k}{\rho c R^2} + \frac{4 \sigma \epsilon \bar{T}_s^3}{\rho c h} \tag{8}$$

2.2 구조해석

태양전지(solar array) 모델은 Fig. 2와 같이 복합재료 유연 보와 얇은 막인 태양전지 판(solar

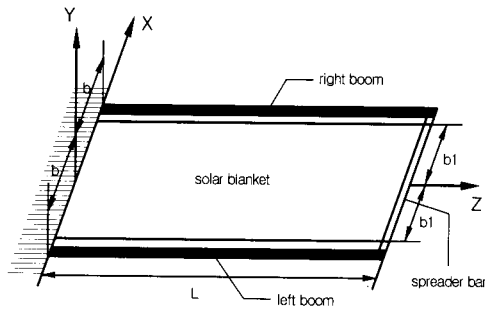


Fig. 2. Model of solar array

blanket) 및 강체인 보조 바(spreader bar)로 구성된 복합구조물이다.

2.2.1 변위장

각 변위 변수의 함수로 표시된 변위 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 u(s, z, t) &= u_0(z, t) - y(s) \phi(z, t) \\
 v(s, z, t) &= v_0(z, t) + x(s) \phi(z, t) \\
 w(s, z, n, t) &= w_0(z, t) \\
 &+ \theta_x(z, t) [y(s) - n \frac{dx}{ds}] \\
 &+ \theta_y(z, t) [x(s) + n \frac{dy}{ds}] \\
 &- \phi'(z, t) [F_x(s) + na(s)]
 \end{aligned} \tag{9}$$

여기서, u_0, v_0, w_0 는 각각 x, y, z 축 방향의 병진 변형(translation)을 나타내며, θ_x, θ_y, ϕ 는 x, y, z 축에 관한 회전각을 나타낸다. 또한 $F_x(s)$ 와 $na(s)$ 는 각각 1차 와평함수와 2차 와평함수를 나타낸다.

2.2.2 구성방정식

General orthotropic 복합재료의 열 효과를 고려한 응력-변형을 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{nn} \\ \sigma_{nz} \\ \sigma_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} & 0 & 0 & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} & 0 & 0 & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{33} & 0 & 0 & \bar{Q}_{36} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{36} & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} - a_x T \\ \epsilon_{zz} - a_z T \\ \epsilon_{nn} - a_n T \\ \gamma_{nz} \\ \gamma_{xz} - a_{xz} T \end{bmatrix} \tag{10}$$

3차원 구성방정식을 두께방향(n 방향)으로 적분하면 다음과 같은 합응력(stress resultant)과 합모멘트(stress couples)를 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} N_{zz} \\ N_{xz} \\ L_{zz} \\ L_{xz} \\ N_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & 0 \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & 0 \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} & 0 \\ K_{51} & K_{52} & K_{53} & K_{54} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{zz}^0 \\ \gamma_{xz}^0 \\ W_M \\ \epsilon_{zz}^n \\ \gamma_{xz}^n \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} N_1^T \\ N_2^T \\ N_4^T \\ N_5^T \\ 0 \end{bmatrix} \tag{11}$$

2.2.3 복합재료 보의 운동방정식과 경계조건

복합재료 보 구조물은 Fig. 3과 같으며, 보의 길이방향의 중심선(z)과 Z 축은 평행하며, 윤곽선(contour line)은 보의 중립면과 Z 축에 수직인 면과의 교선으로 정의된다. 구조물의 지배방정식과 경계조건을 유도하기 위해서 다음과 같은 해밀턴 변분원리[5]를 이용하였다.

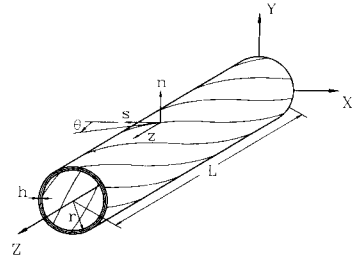


Fig. 3. Circumferentially uniform system (CUS) configuration

$$\delta J = \int_{t_0}^{t_1} [-\delta U + \delta K + \delta W] dt = 0 \tag{12}$$

δU 와 δK 는 각각 변형에너지와 운동에너지의 변분이며 다음 식의 변분 값이다.

$$\begin{aligned}
 U &= \int_0^L \int_C [N_{zz} \epsilon_{zz}^0 + L_{zz} \epsilon_{zz}^n + N_{sz} \gamma_{sz}^0 \\
 &+ N_{sz} 2 \frac{A_c}{\beta} \phi' + N_{nz} \gamma_{nz}] ds dz \tag{13}
 \end{aligned}$$

$$K = K_b + K_{sp} \tag{14}$$

여기서 k_b 는 보의 운동에너지이며 k_{sp} 는 끝단 부가질량의 운동에너지로 다음과 같이 표현된다.

$$K_b = \frac{1}{2} \int_0^L \int_C [(\frac{\partial u}{\partial t})^2 + (\frac{\partial v}{\partial t})^2 + (\frac{\partial w}{\partial t})^2] \rho h ds dz \tag{15}$$

$$K_{sp} = \frac{1}{2} \int_r \rho \vec{R}_{sp} \cdot \vec{R}_{sp} d\tau \tag{16}$$

$$\begin{aligned}
 \vec{R}_{sp} &= [b_1 + u_0(L; t)] \vec{I} + v_0(L; t) \vec{J} \\
 &+ [L + w_0(L; t)] \vec{K} \tag{17}
 \end{aligned}$$

work done은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 W &= \int_r \rho H_i u_i d\tau + \int_\Omega \tilde{\sigma}_i u_i d\Omega \\
 &= \frac{1}{2} \int_0^L [P(u_o')^2 + P(v_o')^2] dz \tag{18}
 \end{aligned}$$

위에서 유도한 탄성에너지와 운동에너지 그리고, work done에 의한 에너지를 해밀턴 변분원리에 대입하면 운동방정식과 경계조건식을 얻을

수 있으며 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \delta u_0 &: a_{43}\theta_x'' + a_{44}(u_0'' + \theta_y') - h_4' \\
 &= b_1\ddot{u}_0 + P u_0'' \\
 \delta v_0 &: a_{52}\theta_y'' + a_{55}(v_0'' + \theta_x') - h_5' \\
 &= b_1\ddot{v}_0 + P v_0'' \\
 \delta \theta_y &: a_{22}\theta_y' + a_{25}(v_0'' + \theta_x') - a_{44}(u_0' + \theta_y) \\
 &\quad - a_{43}\theta_x' - h_2' + h_4 = (b_5 + b_{15})\ddot{\theta}_y \\
 \delta \theta_x &: a_{33}\theta_x' + a_{34}(u_0'' + \theta_y') - a_{55}(v_0' + \theta_x) \\
 &\quad - a_{52}\theta_y' - h_3' + h_5 = (b_4 + b_{14})\ddot{\theta}_x
 \end{aligned} \tag{19}$$

경계조건은 다음과 같다.

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

$$\begin{aligned}
 at \ z=L; \\
 a_{43}\theta_x' + a_{44}(u_0' + \theta_y) + m_{sb}\ddot{u}_0 - P u_0' - h_4 = 0 \tag{20} \\
 a_{52}\theta_y' + a_{55}(v_0' + \theta_x) + m_{sb}\ddot{v}_0 - P v_0' - h_5 = 0 \\
 a_{22}\theta_y' + a_{25}(v_0' + \theta_x) - h_2 = 0 \\
 a_{33}\theta_x' + a_{34}(u_0' + \theta_y) - h_3 = 0
 \end{aligned}$$

여기서,

$$\begin{aligned}
 h_2 &= \oint_c (x N_1^T + \frac{dy}{ds} N_4^T) ds \\
 h_3 &= \oint_c (y N_1^T - \frac{dx}{ds} N_4^T) ds \tag{21} \\
 h_4 &= \oint_c (N_2^T \frac{dx}{ds}) ds \\
 h_5 &= \oint_c (N_2^T \frac{dy}{ds}) ds
 \end{aligned}$$

2.2.4 태양전지 판의 운동방정식과 경계조건

태양전지 판의 탄성에너지와 운동에너지는 각각 다음과 같다[6].

$$U = \frac{F_z}{2} \int_0^L \int_{-b_1}^{b_1} [(\frac{\partial v_{sb}}{\partial z})^2] dz dx \tag{22}$$

$$K = \frac{1}{2} \int_0^L \int_{-b_1}^{b_1} m_{sb}(\dot{v}_{sb})^2 dx dz \tag{23}$$

위에서 유도한 탄성에너지와 운동에너지를 해밀턴 변분원리에 대입하여 운동방정식과 경계조건식을 얻을 수 있으며 다음과 같이 나타난다.

$$F_z \frac{\partial^2 v_{sb}}{\partial z^2} + F_z \frac{\partial^2 v_{sb}}{\partial x^2} = m_{sb} \ddot{v}_{sb} \tag{24}$$

경계조건은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 z = 0 &: v_{sb}(0, x, t) = 0 \\
 z = L &: v_{sb}(L, x, t) = v_{sb}(t)
 \end{aligned} \tag{25}$$

여기서 v_{sb} 는 태양전지 판의 처짐이며 F_z 는 태양전지 판에 z 방향으로 가해지는 인장력을 나타낸다.

2.3 동적 응답

열응력에 의한 동적 응답은 다음과 같다[7].

$$\begin{aligned}
 [u_0(z, t), v_0(z, t), \theta_y(z, t), \theta_x(z, t), v_{sb}(z, x, t)] \tag{26} \\
 = \sum_{r=1}^N [u_r(z), v_r(z), \theta_{yr}(z), \theta_{xr}(z), v_{sbr}(z, x)] q_r(t)
 \end{aligned}$$

Orthogonality condition은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \int_0^L [b_1 u_{0r} u_{0s} + b_1 v_{0r} v_{0s} + (b_4 + b_{14}) \theta_{xr} \theta_{xs} \\
 + (b_5 + b_{15}) \theta_{yr} \theta_{ys} + m_{sb} v_{sbr} v_{sbs} \\
 + m_{sp}(u_{0r} u_{0s} + v_{0r} v_{0s}) \delta(z-L)] dz = 0 \tag{27} \\
 (r \neq s)
 \end{aligned}$$

동적응답의 가정된 해와 직교성(orthogonality)을 이용하여 열 응답에 관한 식을 얻을 수 있다.

$$[M]\{X\} + [C]\{X\} + [K]\{X\} = \{F(t)\} \tag{28}$$

여기에서, $[M]$, $[C]$, $[K]$ 는 $N \times N$ 행렬이며, $\{X\}^T = \{q_1, q_2, \dots, q_N\}$ 이다.

2.4 Thermal Flutter 해석

동적 응답의 안정도 판별은 운동방정식을 라플라스 변환 한 후 Routh-Hurwitz의 안정도 판별법을 이용하여 구할 수 있다. 감쇠를 고려하여 운동방정식을 유도하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \ddot{q}_r(t) + 2\xi\omega_r \dot{q}_r(t) + \omega_r^2 q_r(t) = \frac{H_2}{H_1} \\
 (r = \overline{1, N}) \tag{29}
 \end{aligned}$$

여기서,

$$\begin{aligned}
 H_1 = \int_0^L [b_1 u_{0r}^2 + b_1 v_{0r}^2 + (b_4 + b_{14}) \theta_{xr}^2 + (b_5 + b_{15}) \theta_{yr}^2 \\
 + m_{sb} v_{sbr}^2 + m_{sp}(v_{0r}^2 + u_{0r}^2) \delta(z-L)] dz \tag{30}
 \end{aligned}$$

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

운동방정식을 라플라스 변환하여 정리하면 안정성을 결정하는 특성방정식 $G(s)$ 를 얻을 수 있다.

$$G(s) = A s^3 + B s^2 + C s + D \tag{31}$$

특성방정식을 Routh-Hurwitz criterion에 적용하면 다음과 같은 두개의 안정성 판별 조건을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \eta < \frac{2\xi x^2 + 4\xi^2 x + 2\xi}{x} \tag{32} \\
 x + x\eta > 0
 \end{aligned}$$

여기에서,

$$x = \frac{1}{\omega_1 \tau} \tag{33}$$

$$\eta = \frac{1}{\omega_1^2} \left(\frac{O_1}{H_1} \int_0^L \overline{\theta_{x1}} U_1 dz - \frac{O_2}{H_1} \int_0^L \overline{\theta_{x1}} \overline{\theta_{x1}} dz - \frac{O_1}{H_1} \int_0^L \overline{\theta_{x1}} \overline{\theta_{y1}} dz \right) \tag{34}$$

III. 수치해석 결과 및 고찰

본 수치해석에서 고려한 구조물의 물성치는 다음 표와 같다.

Table 1. Material and geometric properties of structure

Parameters	Value
Young's modulus (E_1)	30×10^6 psi
Yonug's modulus (E_2, E_3)	0.75×10^6 psi
shear modulus (G_{12})	0.45×10^6 psi
shear modulus (G_{23}, G_{31})	0.37×10^6 psi
Poison's ratio (μ_{21}, μ_{31})	0.00625
Poison's ratio (μ_{32})	0.25
mass density (ρ)	$0.000143 \text{ lbsec}^2 / \text{in}^4$
beam mass (m_{sb})	0.1088slug
tip mass (m_{sp})	0.1188slug
Length(L)	5.91 m
Thickness(h)	2.35×10^{-4} m
Radius(R)	1.092×10^{-2} m
Coefficiens of thermal expansion	
α_1	$1.1 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$
α_2	$25.2 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$
Specific heat (c)	1409 J/kgK
Thermal conductivity(k)	1.731 W/mK
Emissivity(ϵ)	0.8

Fig. 4는 Thornton[1]의 연구 결과와 비교한 HST의 안정성 판별 그래프이다. Thornton은 등방성구조물에 대하여 가중 잔차법(weighted residual method)을 이용하여 첫 번째 모드만 고려하여 계산하였으며, 본 연구에서는 확장된 갤러킨 방법 (extended Galerkin's method)을 이용하여 결과를 구하였다. 두 결과의 차이에서 알 수 있듯이 계산 방법에 따라 조건의 경계 부위에서 플러터의 발생 여부가 달라질 가능성이 있으므로 안정성 확보를 위해 설계 시 고려되어야 한다. Fig. 5, 6은 안정성조건에 따른 복합구조물의 응답 그래프로, 주어진 조건에 따라 Fig. 4에서의 안정도 판별조건에 의한 플러터의 발생 유무를

조사하였다. Fig. 5는 감쇠계수 (ζ)가 10^{-3} , 태양열 플럭스의 입사각 (β)이 75° 의 경우로 안정도 판별그래프에서 나타나듯이 플러터가 발생할 수 있으며, Fig. 6은 감쇠계수가 10^{-3} , 태양열 플럭스의 입사각이 15° 로 안정성 조건을 만족하므로 플러터가 발생하지 않았고, 이로부터 안정성 판별그래프가 적절함을 확인할 수 있다. 태양열 플럭스의 입사각이 커짐에 따라 불안정성이 증가하며 플러터의 발생원인은 보의 굽힘 기울기

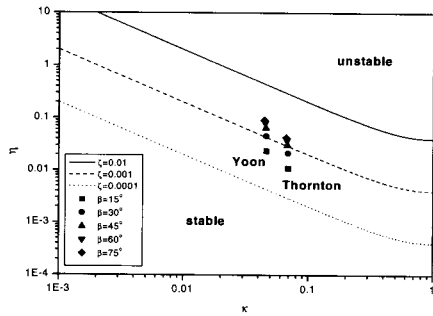


Fig. 4. Stability boundaries for HST solar array (Isotropic material boom)

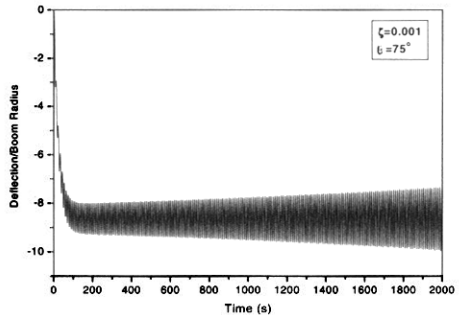


Fig. 5. Unstable boom deflection for solar array from coupled thermal-structural analysis

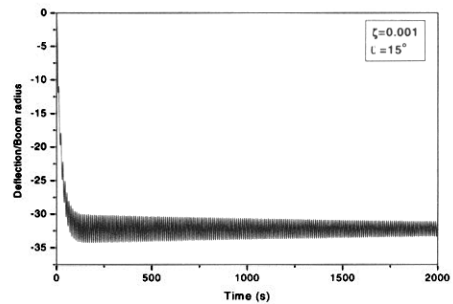


Fig. 6. Boom deflection for solar array from coupled thermal-structural analysis

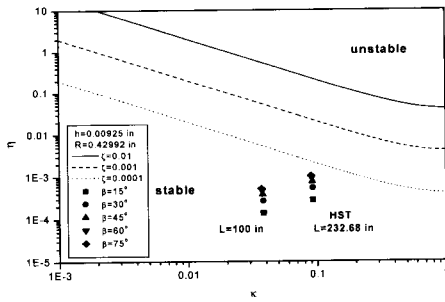


Fig. 7. Stability boundaries for HST solar array for two different lengths (Composite material boom , $\theta = 45^\circ$)

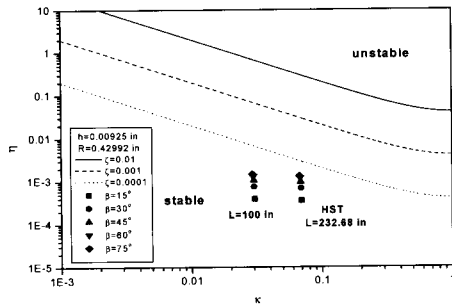


Fig. 8. Stability boundaries for HST solar array for two different lengths (Composite material boom , $\theta = 60^\circ$)

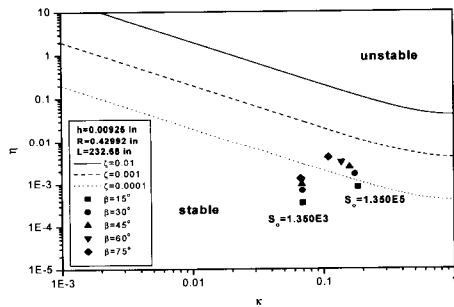


Fig. 9. Stability boundaries for HST solar array for two different heat flux inputs (Composite material boom , $\theta = 60^\circ$)

와 태양열 플럭스의 입사각이 연성되어 있어서 보에 입사되는 태양열 플럭스의 수직성분이 시간에 따라 변화되어 이것이 하중합수와 같이 작용하기 때문이다. 따라서, 입사각이 커지면 시간에 따라 변하는 열 하중의 차이도 커지므로 불안정성이 증가한다. 또한, 입사되는 태양열 플럭스의 입사각이 커지면 보에 입사되는 태양열 플럭스의 수직성분이 작아지므로 보의 변위는 감소함을 알

수 있다.

Fig. 7, 8은 태양전지의 좌·우측 boom이 복합 재료인 경우의 안정도 판별 그래프이다. 우측 boom과 좌측 boom의 섬유각을 반대 ($\theta / -\theta$)로 하여 래깅의 발생을 소멸시킴으로써, 막으로 모델링 한 태양전지 판의 y 방향의 변위만을 고려하였다. 등방성 boom-태양전지 판-강체 바로 모델링 한 경우(Fig. 4)에 비하여 안정 영역이 확대되어 안정도의 증가를 확인할 수 있으며 이는 복합재료 보의 섬유각을 조절함으로써 플러터의 발생을 조절할 수 있음을 의미한다. 또한, boom의 두께(h)와 반경(R)이 일정한 상태에서 길이(L)의 변화에 따른 안정도의 변화도 고찰하였다.

Fig. 9는 보에 입사되는 태양열 플럭스가 증가함에 따른 안정도의 변화를 나타내는 그래프이며, 태양열 플럭스의 크기가 증가함에 따라 불안정성이 증가함을 보이고 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 복합재료 보와 강체구조물 (spreader bar) 그리고, 막(solar blanket)으로 된 복합구조물의 운동방정식을 유도하고, 수치해석 기법을 통하여 각 설계 요소의 변화에 따른 열진동 특성을 연구하였다.

구조물의 변형에 의해 온도분포가 변화한다는 가정(coupled case)에서 동적 응답 해석 및 열 플러터 해석을 통하여 안정성 조건을 구하였다. 또한, 구조물의 길이(L) 변화와 입사되는 태양열 플럭스(S_0)의 크기 및 입사각에 따른 안정성 조건을 도출하였다. 보의 길이가 증가됨에 따라서는 구조물의 불안정성이 증가함을 확인하였다. 또한 플럭스의 크기와 입사각이 증가되면 구조물에 작용하는 열 하중의 차이가 커지므로 불안정성은 증가하게 되고, 만약 입사각이 항상 0° 로 일정하게 입사된다면 보에 입사되는 태양열 플럭스의 수직성분이 시간에 따라 변하지 않기에 플러터는 발생하지 않게 된다.

복합재료는 비강성과 비강도가 등방성재료에 비하여 크며, 섬유각(θ)을 변화시켜서 원하는 방향으로 강성과 강도를 조절할 수 있어 플러터 억제가 가능하므로 우주 구조물 재료로 사용할 경우 임무수행의 정밀도 향상을 예측할 수 있다.

참고문헌

- 1) Thornton, E. A., and Kim, Y. A., "Thermally

- Induced Bending Vibration of a Flexible Rolled-Up Solar Array", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 4, 1993, pp. 438~448.
- 2) Boley, B. A., "Thermally Induced Vibrations of Beams", *Journal of Aeronautical Science*, Vol. 23, No. 2, 1956, pp. 179~181.
- 3) Yu, Y. Y., "Thermally Induced Vibration and Flutter of a Flexible Boom", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, 1969, pp. 902~910.
- 4) Graham, J. D., "Solar Induced Bending Vibrations of a Flexible Member", *AIAA Journal*, Vol. 8, No. 11, pp. 2031~2036.
- 5) Song, O., Librescu, L., and Jeong, N. H., "Vibration and Stability Control of Spinning Flexible Shaft via Integration of Smart Material Technology", *ASME*, Vol. 60, 2000, pp. 443~452.
- 6) Tauchert, T. R., "Thermal Shock of Orthotropic Rectangular Plates", *Journal of Thermal Stresses*, Vol. 12, 1989, pp. 241~258.
- 7) Woodward, S. E., "Experimental Investigation of Spacecraft In-Flight Disturbances and Dynamic Response", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 199~204.
- 8) 최덕기 "해석적 방법에 의한 섬유강화 복합 재료의 열특성에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, Vol. 22, No. 6, 1994, pp.77~85.
- 9) 홍용식 "현대적으로 본 항공우주열전달의 연구", *한국항공우주학회지*, Vol. 16, No. 3, 1988, pp. 69~78.