

論文

위성체에 장착된 얇은 벽 복합재 보의 열 진동 특성

김규선^{*,+}, 송오섭^{**}

Thermal Vibration Characteristics of a Thin Walled Composite Beam attached on Spacecraft

Gyu-Sun Kim^{*,+}, Oseop Song^{**}

ABSTRACT

Thermal vibration characteristics of a thin walled composite beam attached on spacecraft are investigated in this paper. The composite beam is assumed to have a thin CUS(circumferentially uniform stiffness) wall and modeled with several composite materials which are already space qualified such as T300/Epoxy, YS90A/Epoxy. Steady state angle and peak to peak error in spacecraft attitude angle and tip displacement of composite beams are evaluated as a performance index for thermal vibration characteristics. Evaluation results shows that composite beam made out of YS90A has nearly 2 times better than T300 in terms of peak to peak attitude error angle.

초 록

위성체에 장착된 얇은 벽 복합재보에 대한 열 진동 특성에 대한 연구를 수행하였다. 복합재 보의 얇은 벽과 원주 방향으로 강성이 일정하다고 가정을 하였으며, 기존에 우주사용 적합성이 증명된 T300/Epoxy, YS90A/Epoxy와 같은 소재를 채택하여 모델링을 하였다. 자세제어 오차각 및 복합재 보의 끝단 변위에 대한 정적상태 및 정점-정점 오차를 열 진동 특성의 성능지수로 하여 평가하였으며, 평가결과 YS90A 복합재가 자세제어 오차각의 정점-정점 각도에서 2배 정도의 우수한 성능을 보여 주었다.

Key Words : 열 진동(Thermal Vibration), 우주 구조물(Space Structure), 복합재료(Composite Material), 위성체 지터(Spacecraft Jitter)

1. 서 론

위성체의 열 진동 현상은 위성체가 지구의 그림자에 들어가거나, 나올 때와 같이 위성체 부착 구조물에 급격한 열 환경 변화가 발생하여 구조물에 온도구배가 생기는 경우에 발생된다. 지구의 그림자에서 나오는 경우를 고려해 보면 지구그림자에 있는 동안에 차가워진 구조물에 지구 그림자에서 나오는 순간 태양 빛이 비취지고, 직접 태양빛이 비취지는 부분은 급격한 온도상승이 발생되지만 태양 빛이 직접 비취지지 않는 부분은 상대적으로 낮은 온도를 유지하게 된다. 원통형 보 구조물에 이와 같은 현상이 발생하는 경우 차가운 부분과 뜨거운 부분간의 열팽창의 차이에 의해 열하중과 열모멘트가 발생하여 열 진동 현상이 발생하게 된다. 이로 인하여 강체의 특성을 갖는 위성체에 회전 모멘트가 작용되어 자세지향 오차가 발생되고, 고해상도 관측 장비를 탑재하고 있는 위성의 경우에는 지향성능 열화가 발생되게 되므로 이를 방지하기 위해서는 설계단계에서 이에 대한 예측이 가능해야 한다. 특히 설계가 완성되지 않은 초기 단계에 이와 같은 문제점을 미리 예측할 수 있어야 궤도상에서의 성능열화를 방지할 수 있다. 열 진동 현상이 발생한 가장 유명한 사례를 보면 미국의 HST(Hubble

접수: 2010년 10월 21일, 게재승인: 2010년 11월 19일

* 한국항공우주연구원, 교신저자(E-mail:gskim@kari.re.kr)

** 충남대학교 기계공학과

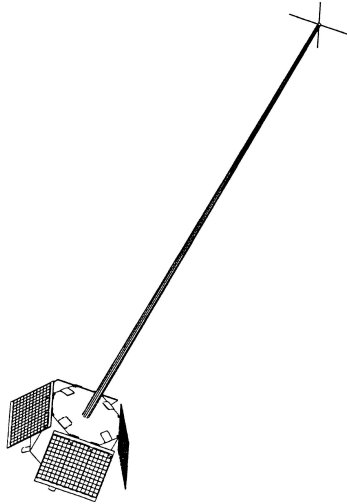


Fig. 1 Spacecraft with Boom(REX-II)[2].

Space Telescope)의 태양전지판을 지지하는 보 구조물에서 예상하지 못한 열 진동 현상이 궤도상에 올려진 이후에 발견되었고 이를 교정하기 위하여 많은 비용과 예산이 소요되었다.

위성체 부착 구조물에 대한 열 진동 현상에 대한 국내의 연구는 1956년 Boley가 단순보의 열 구조 응답 계산에 관성 효과를 포함시킨 것[1]이 효시가 되었는데 이 연구에서 Boley는 열 진동에 의한 응답을 준정적 응답과 이를 기준으로 한 진동의 중첩으로 표시할 수 있다는 가정을 사용하였다. 그러나 이 시점에서의 연구는 비연성된 열 구조 운동방정식을 사용하여 열 진동에 의한 응답과 부착 구조물의 응답을 독립적으로 취급하였다. 그러나 위성체 설계가 진보되면서 열 진동에 의해 불안정한 응답 즉 열 플러터(Thermal Flutter)가 발생하는 현상이 발견되었으며 이에 대하여 최근에 해석적, 실험적인 연구들이 미국의 버지니아 주립대학의 연구팀에 의해 집중적으로 수행되었다(Thornton 1992)[2,3]. 그러나 최근까지 진행된 연구는 대부분 단순하게 강체로 모델링된 위성체에 끝단 질량을 갖는 등방성 재료의 유연한 보에 대한 열 진동 해석 모델을 개발하는데 그치고 있었다. 국내에서는 충남대에서 수행한 연구에서 복합재 얇은 벽보로 모델링한 유연보가 부착된 경우 안정성 분석에 대한 해석방법을 제시하였다[4,5]. 최근에는 복합재 구조물이 위성체에 광범위하게 적용되고 있는 추세에 있으며 이에 따라 Fig. 1에서와 같이 위성체에 장착되는 보 구조물을 구조 효율성이 뛰어난 복합재료로 대체하기 위해서는 복합재 보 구조물의 열 진동 특성에 대한 연구 필요성이 대두되었다.

본 연구에서는 참고문헌 [3]에서 사용된 기하학적 치수(길이, 단면 직경 등) 및 우주용 복합재료(T300, YS90A)를 사용한 두 가지 복합재 보에 대하여 얇은 벽 복합재 보 모델

링 및 온도해석을 통한 열모멘트 계산 방안을 포함한 열진동 해석모델을 제시하고 또한 해석결과를 사용하여 열진동 특성 분석을 수행하였다.

2. 위성체 장착 보의 열 진동 특성

항공우주 분야에서 열 변형과 관련된 해석을 수행을 하는 경우 관성에 의한 영향은 무시하고 준정적 열응력/변형을 계산하는 것이 일반적이다. 열 환경이 시간에 따라 변하는 경우에는 온도계산을 열 환경 변화에 따라 수행하고 이를 사용하여 각 시간 별로 준정적 열응력/변형 해석을 수행하였다. 즉 관성효과에 의한 동적인 증폭은 무시하였던 것이다. 그러나 참고문헌[3]에 설명한 것과 같이 관성효과를 포함한 열 진동 해석을 수행하여 보면 구조물의 특성에 따라 동적 증폭 효과가 매우 큰 경우가 발생하여 더 이상 관성효과를 무시한 해석은 유효하지 않은 것으로 밝혀졌다. 우주 구조물에서 열 진동 특성을 설명하기 위하여 Boley는 다음과 같이 Boley의 인자(B)를 정의하였다[1].

$$B = \sqrt{\frac{t_T}{t_S}}, \quad t_S = \frac{1}{f_1} \quad (1)$$

여기에서 t_T 는 열 응답특성 인자(Characteristic Thermal Response Time)이고 t_S 는 구조응답 특성인자(Characteristic Structural Response Time)이다. t_S 는 구조물의 1차 고유진동수 f_1 의 역수 즉 주기이며, t_T 는 구조물의 형태에 따라 정의를 하여야 하는데 얇은 두께를 갖는 원형단면의 경우 다음과 같이 정의된다[2].

$$t_T]_{tube} = \left[\frac{k}{\rho c R^2} + \frac{4\sigma\epsilon}{\rho ch} \left(\frac{eS_0}{\pi\sigma\epsilon} \right)^{0.75} \right]^{-1} \quad (2)$$

여기에서 k 는 열전도 계수, ρ 는 보의 밀도, c 는 비열계수, R 은 보의 반경, σ 는 스테판-볼츠만 상수, ϵ 는 방출계수(Emissivity), e 는 흡수계수(Absorptivity), S_0 는 태양 플럭스 이다. Boley는 이와 함께 정적변위(ν_{Static})와 동적변위($\nu_{Dynamic}$)의 비인 동적증폭 계수(Dynamic Amplification Factor)를 Boley의 인자와 연계하여 다음과 같이 정의하였다.

$$\frac{\nu_{Dynamic}}{\nu_{Static}} = 1 + \frac{1}{\sqrt{1+B^2}} \quad (3)$$

식 (3)으로부터, B 가 큰 구조물의 경우 동적응답과 정적 응답의 크기가 거의 동일하므로, 관성에 의한 효과는 무시할 정

도라 생각할 수 있으나 반대로 B가 작은 경우에는 동적충폭 효과를 무시할 수 없게 된다. 그러나 이와 같은 거시적인 열 진동 특성에 대한 판단 기준은 단순히 B 값을 기준으로 열 진동 현상이 심각해 질 것인가 아닌가를 알 수 있다. 만일 길이가 긴 보 구조물을 위성체에 설치하여야 한다고 하는 경우 거시적인 판단기준 외에 좀 더 정밀한 판단기준이 필요하게 된다. 즉 위성체에 장착된 구조물에 열 진동에 의해 발생하는 위성체의 자세지향 각도오차의 증가, 특히 정점-정점(Peak to Peak) 값으로 표시되는 Jitter 효과는 위성체의 성능 열화와 직접 관련이 되므로 이에 대한 특성은 해석모델을 사용하여 판단하여야 한다.

3. 위성체-복합재보 열 진동 해석모델

3.1 열 해석 모델

강체로 모델링되는 위성체에 끝단질량을 갖는 복합재 보가 장착된 경우에는 복합재 보에 대한 열 해석 수행을 통하여 여기에 작용되는 열모멘트를 계산하여야 한다. 태양 플럭스(Solar Flux)가 (X,Y,Z) 좌표계에서 Y축에 평행으로 입사된다고 가정한다.

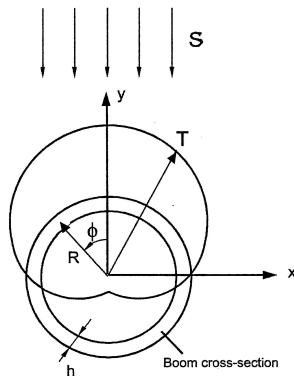


Fig. 2 Temperature Distribution on Section of the Beam.

복합재 보의 길이 방향으로는 온도구배가 없다고 하면, 단면에서의 온도가 보의 변위에 영향을 받는 경우로 에너지 보존 방정식은 식 (4)과 같다[3].

$$\frac{\partial T}{\partial t} - \frac{k}{\rho c R^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \phi^2} + \frac{\sigma \epsilon}{\rho c h} T^4 = \frac{e S_0}{\rho c h} \delta \cos \phi \quad (4)$$

여기에서 T는 복합재 보의 원주방향 온도분포이며, S_0 는 태양 플럭스, ϕ 는 원주 방향의 각도, 그리고 δ 는 크로네커 델타로 식 (2)와 같이 정의된다.

$$\delta = \begin{cases} 1 & -\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2} \\ 0 & \frac{\pi}{2} < \phi < \frac{3\pi}{2} \end{cases} \quad (5)$$

보 단면의 온도분포를 평균온도와 섭동온도의 합인 형태로 식 (3)과 같이 가정하기로 한다.

$$T(\phi, t) = \bar{T}(t) + T_m(t) \cos \phi \quad (6)$$

여기에서 \bar{T} 는 평균온도, T_m 은 섭동온도이며 시간과 변위의 함수로 표현된다. 식(6)을 식(4)에 대입하고 정리하여 보 단면의 평균온도의 정상상태 값과 섭동온도를 계산하면 다음과 같다[3]

$$\bar{T}_{ss} = \left(\frac{1}{\pi} \frac{e S_0}{\sigma \epsilon} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7)$$

$$T_m = \frac{1}{2} \frac{e S_0}{\rho c h} \tau (1 - e^{-t/\tau}) \quad (8)$$

$$\frac{1}{\tau} = \frac{k}{\rho c R^2} + \frac{4 \sigma \epsilon \bar{T}_{ss}^3}{\rho c h} \quad (9)$$

여기에서 \bar{T}_{ss} 는 평균온도의 정상상태 값이며, τ 는 열시상수(Thermal Time Constant)이다.

3.2 운동방정식

운동방정식 유도를 위해서는 Fig. 3과 같은 얇은 벽 복합재 보에 대하여 다음의 기본가정을 적용하였다.

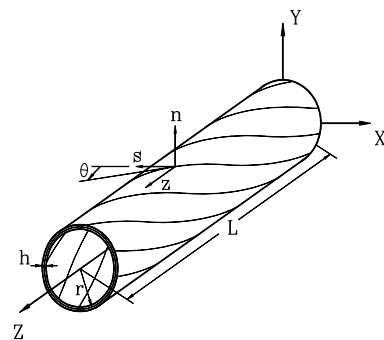


Fig. 3 CUS(Circumferentially Uniform Stiffness) Configuration.

- 1) 변형하기 전의 단면 형상은 보의 변형 후에도 보존된다. 이것은, 단면 자체의 변형이 축 방향(Z 방향)의 변위에 비해서 상대적으로 무시할 수 있기 때문이다.

- 2) 1차 와핑 변위는 보의 축 방향에 대한 함수인 비틀림 율(ϕ')에 비례한다.
- 3) 모든 변형은 선형 미소변형으로 가정한다.
- 4) 종 방향-횡 방향 굽힘이 연성되고, 축 방향 과 비틀림이 연성된 CUS (Circumferentially Uniform Stiffness) 구조물로 가정한다.

Fig. 3에서 얇은 벽 복합재 보의 전체좌표계 (X,Y,Z) 와 국부좌표계(s,n,z)에 대한 정의를 보여주었으며, 보의 길이방향의 중심선(z)와 Z축은 평행하며, 윤곽선(Contour Line)은 보의 중립면과 Z축과 수직인 면과의 교선으로 정의한다. 또한 얇은 벽 보의 두께는 길이 방향 및 윤곽선의 방향으로 일정하다고 가정하였다.

위의 가정 하에서 복합재 보에 끝단 질량이 장착된 위성체의 열 진동해석 모델을 Fig. 4와 같이 구성하였으며, 해밀턴의 변분원리를 사용하여 운동방정식 과 경계조건을 유도하면 식 (10)~식 (17)와 같이 쓸 수 있다.

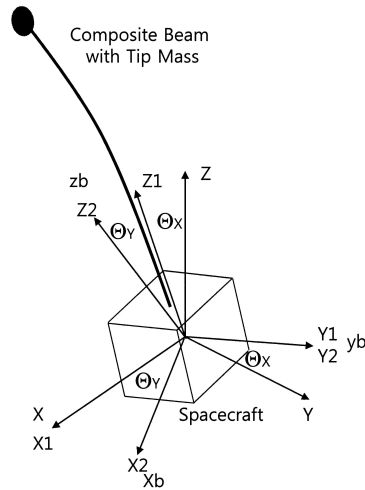


Fig. 4 Thermal Vibration Analysis Model.

◆ 운동방정식

$$\delta\theta_X: \int_0^L [-b_1(R_b + z)\ddot{v}_0 + b_1(R_b + z)^2\ddot{\theta}_X + b_4\ddot{\theta}_x + b_4\ddot{\theta}_X] dz + m_{tip}[-(R_b + z)\ddot{v}_0 + (R_b + z)^2\ddot{\theta}_X]\Delta(z-L) + I_X\ddot{\theta}_X = 0 \quad (10)$$

$$\delta\theta_Y: \int_0^L [-b_1(R_b + z)\ddot{u}_0 + b_1(R_b + z)^2\ddot{\theta}_Y + b_5\ddot{\theta}_y + (b_5)\ddot{\theta}_Y] dz + m_{tip}[-(R_b + z)\ddot{u}_0 + (R_b + z)^2\ddot{\theta}_Y]\Delta(z-L) + I_Y\ddot{\theta}_Y = 0 \quad (11)$$

$$\delta u_0: a_{43}\theta_x'' + a_{44}(u_0'' + \theta_y') - h_x'^T = b_1\ddot{u}_0 \quad (12)$$

$$\delta v_0: a_{52}\theta_y'' + a_{55}(v_0'' + \theta_x') - h_y'^T = b_1\ddot{v}_0 \quad (13)$$

$$\delta\theta_y: a_{22}\theta_y'' + a_{25}(v_0'' + \theta_x') - a_{44}(u_0' + \theta_y) - a_{43}\theta_x' - m_y'^T + h_x^T = (b_5 + b_{15})\ddot{\theta}_y \quad (14)$$

$$\delta\theta_x: a_{33}\theta_x'' + a_{34}(u_0'' + \theta_y') - a_{55}(v_0' + \theta_x) - a_{52}\theta_y' - m_x'^T + h_y^T = (b_4 + b_{14})\ddot{\theta}_x \quad (15)$$

◆ 경계조건

$$at \quad z=0; \quad u_0 = v_0 = \theta_y = \theta_x = 0 \quad (16)$$

$$at \quad z=L;$$

$$a_{43}\theta_x' + a_{44}(u_0' + \theta_y) + m_{tip}[\ddot{u}_0 - (R_b + z)\ddot{\theta}_Y] - h_x^T = 0 \quad 17(a)$$

$$a_{52}\theta_y' + a_{55}(v_0' + \theta_x) + m_{tip}[\ddot{v}_0 - (R_b + z)\ddot{\theta}_X] - h_y^T = 0 \quad 17(b)$$

$$a_{22}\theta_y' + a_{25}(v_0' + \theta_x) - m_y^T = 0 \quad 17(c)$$

$$a_{33}\theta_x' + a_{34}(u_0' + \theta_y) - m_x^T = 0 \quad 17(d)$$

여기서 a_{ij} 는 구조물의 강성계수, b_i 는 질량계수이며 $' = \frac{\partial}{\partial z}$, $'' = \frac{\partial^2}{\partial z^2}$ 는 1차 및 2차 미분을 나타낸다. 열 하중 및 모멘트는 Librescu와 Song, O.[6]에서 사용한 방법을 적용하여 식 (18) ~ 식 (21)과 같이 유도하였다. 태양 플럭스가 Y 축에 평행하게 작용을 하면, 본문에서 쓴 대로 계산하면 식 (19)와 식 (20)은 영이 된다.

$$m_x^T = \oint_c (y N_1^T - \frac{dx}{ds} N_4^T) ds \quad (18)$$

$$m_y^T = \oint_c (x N_1^T + \frac{dy}{ds} N_4^T) ds \quad (19)$$

$$h_x^T = \oint_c (N_2^T \frac{dx}{ds}) ds \quad (20)$$

$$h_y^T = \oint_c (N_2^T \frac{dy}{ds}) ds \quad (21)$$

4. 수치해석

유도된 CUS 구조물에서의 횡 방향 및 종 방향의 연성 운동 방정식을 확장된 갤러킨 방법을 이용하여 수치해석을 수

행하기 위하여 변위변수를 시간과 공간함수의 곱으로 가정한 후 양변에 공간함수를 곱하고 [0,L] 구간으로 적분하면 다음과 같은 행렬 형태의 운동방정식을 유도할 수 있다. 감쇠 행렬은 고유진동수를 계산한 후 이를 사용하여 비례감쇠 계수를 계산하여 적용하였으며 질량 및 강성 행렬의 상세 식은 부록에 수록하였다.

$$\begin{bmatrix} M_{11} & 0 & M_{13} & 0 & M_{15} & 0 \\ 0 & M_{22} & 0 & M_{24} & 0 & 0 \\ M_{13}^T & 0 & M_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & M_{24}^T & 0 & M_{44} & 0 & 0 \\ M_{15}^T & 0 & 0 & 0 & M_{55} & 0 \\ 0 & M_{26}^T & 0 & 0 & 0 & M_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\Theta}_Y \\ \ddot{\Theta}_X \\ \ddot{q}_{un} \\ \ddot{q}_{vn} \\ \ddot{q}_{yn} \\ \ddot{q}_{xn} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{33} & 0 & K_{35} & K_{36} \\ 0 & 0 & 0 & K_{44} & K_{45} & K_{46} \\ 0 & 0 & K_{35}^T & K_{45}^T & K_{55} & K_{56} \\ 0 & 0 & K_{36}^T & K_{46}^T & K_{56}^T & K_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Theta_Y \\ \Theta_X \\ q_{un} \\ q_{vn} \\ q_{yn} \\ q_{xn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_x^T \\ h_y^T \\ m_y^T \\ m_x^T \end{bmatrix} \quad (22)$$

여기에서 변위함수는 다음과 같이 가정하였다.

$$u_0 = \sum_{i=1}^N \phi_i(z) q_{un}(t) \quad (23a)$$

$$v_0 = \sum_{i=1}^N \phi_i(z) q_{vn}(t) \quad (23b)$$

$$\theta_y = \sum_{i=1}^N \phi_i(z) q_{yn}(t) \quad (23c)$$

$$\theta_x = \sum_{i=1}^N \phi_i(z) q_{xn}(t) \quad (23d)$$

5. 계산결과 및 고찰

수치해석을 위하여 사용된 위성체 및 복합재 보의 치수를 Table 1에 정리하였으며, 비교를 위하여 HST(Hubble Space Telescope)의 태양전지판에 사용되었던 보의 재료인 스테인리스 스틸 및 우주용으로 사용되는 복합재료의 물성치를 Table 2에 수록하였다.

Table 1 Dimensions of Spacecraft and Composite Beam

Dimensions of Spacecraft	Dimensions of Composite Beam
$I_X = I_Y = 1,250 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	$L = 7.5 \text{ m}$
$R_{SC} = 1.0 \text{ m}$	$R = 59.1 \text{ mm}$
	$m_{tip} = 2.0 \text{ kg}$

여기서 I_X, I_Y 는 위성체의 X축 및 Y축 관성모멘트를, R_{SC} 는 위성체의 무게 중심에서 복합재 보가 장착된 위치까지의 거리이며 L은 보의 길이, R은 원형 단면 보의 반경이다. 복합재료는 T300 과 YS90A carbon fiber 와 Epoxy를 모재로 사용하고 있는 경우이다. 여기에서 E_i, G_{ij}, ν_{ij} 는 탄성계수 및 포아송의 비이고, 나머지 인자(Parameter)는 앞에서 언급하였다. Table 3에는 동일한 길이를 갖는 보를 등방성재료 및 우주용 복합재료를 사용하여 제작 하였을 때 재료 별 Boley 인자 그리고 동 증폭 계수를 보여 주었으며, 우주용 재료의 중요한 평가인자인 무게도 동시에 수록하였다. Table 3의 결과를 보면 Boley의 인자는 예상했던 대로 복합재료가 두 배 이상 높았으며, 동 증폭계수는 20% 이상 차이가 나고 있음을 볼 수 있다. 특히 우주용 구조재료에 대한 주요한 평가 지표인 질량의 경우 두 배 정도의 차이를 보이고 있었다.

Table 2 Material Properties of S.S & CFRP [3,7]

Parameter	Stainless Steel	T300 /Epoxy	YS90A /Epoxy	Unit
E1	193	181	540	GPa
E2, E3	-	10	5.5	GPa
G12	-	7	5.1	GPa
G23, G31		5.6	4.08	GPa
$\nu_{12} = \nu_{23} = \nu_{13}$	0.29	0.25	0.25	GPa
ρ	8,026	1,600	1,800	kg/m3
α_1	17	0.02	-1.2	1E-6/K
$\alpha_2 = \alpha_3$	-	22.5	25	1E-6/K
k	16.6	0.7	0.7	W/mK
c	502.4	625	950	J/kgK
ϵ (Emissivity)	0.13	0.84	0.84	-
e (Absorptivity)	0.5	0.92	0.92	-

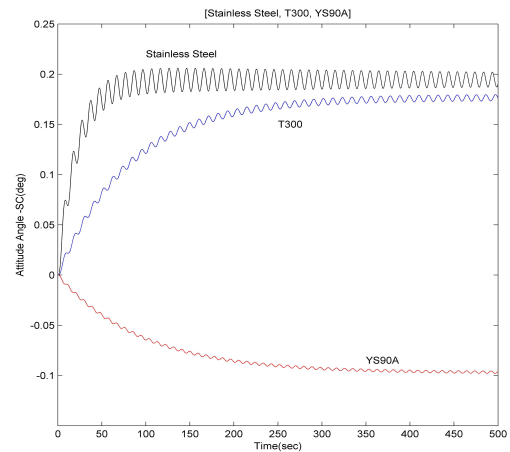


Fig. 5 Attitude angle of spacecraft.

Fig. 5에는 등방성 재료(스테인리스 스틸)와 복합재료(T300 및 YS90A)를 사용한 경우의 위성체 정상상태 평균 자세오차를 보여주고 있다. Fig. 5에서 등방성재료의 경우 동일한 모델에 대한 해석이 참고문헌 [3]에 수록되어 있는데 200초 후의 응답을 기준으로 비교를 하면 본 논문의 결과와도 잘 일치하였으며 구체적인 결과 값 비교는 Table 4에 수록하였다.

Table 3 Thermal vibration characteristics of isotropic and CFRP

Parameter	Stainless Steel	T300 /Epoxy	YS90A /Epoxy
Thermal Time Constant	20.8	80.3	92.8
1st Eigen Frequency(Hz)	0.096	0.092	0.1082
B(Boley Parameter)	1.41	2.72	3.17
Dynamic Amp. Factor	1.58	1.33	1.3
Mass(kg)	0.73	0.36	0.40

복합재 보들이 정상상태에 완전히 도달하는 500초 정도까지 해석을 수행하고 결과를 검토하면 등방성 재료인 스테인리스 스틸 재료로 된 보의 경우 정상상태 평균 자세오차 각도가 0.2°, 위성체 자세의 순간적인 변화를 표시하는 정점-정점 값이 약 0.017° 정도로 계산되었으나, T300 복합재를 [60°/-60°]로 적층한 경우에는 1차 고유 진동수가 0.092 Hz이고, 정상상태 평균 위성체 자세 오차각도가 0.18°, 그리고 정점-정점 값이 0.007°로 계산되었다.

Table 4 Analysis Results Comparison for Stainless Steel Beam

Parameter	Results in Fig 5. & Fig. 6	REF[3]
Tip displacement		
- Steady state (m)	-0.328	-0.34
- Peak to peak (m)	0.043	0.05
Attitude Angle		
- Steady state (deg)	0.194	0.2
- Peak to peak (deg)	0.026	0.03

또한 YS90A를 [60°/-60°]의 적층 각을 사용한 경우, 1차 고유 진동수가 0.1082 Hz이고, 정상상태 평균 자세 오차각도가 0.0964°, 그리고 정점-정점 값이 0.0033°로 계산되었다. Fig. 5에서 등방성재료와 비교하여 복합재료의 경우에는 정상상태에 도달하기까지 시간이 훨씬 더 많이 소요되고 있음을 알 수 있는데, 이를 표현하는 지표인 열 시상수 값에서 4배 이상의 차이를 보이고 있다. 이와 같은 복합재료의 성질은 열 진동 특성 측면에서 불리한 점으로 평가되는데 위성이 지구그림자로부터 나와 태양빛을 받게 되면 통상의 임무를 수행하게 되므로 정상상태에 도달하게 되는 시간이 너무 길면 임무수행에 제한을 받게 된다.

Fig. 6에는 앞에서 비교한 재료들의 보 끝단의 변위를 보여 주었는데, 스테인리스스틸 재료의 보가 -0.32 m 정도의 크기를 보이고 있으며 T300 재료의 보가 -0.22 m 그리고 YS90A 재료의 보가 0.15 m 정도의 값을 보이고 있다. Fig. 7과 Fig. 8에는 복합재 보의 1차 고유진동수 변화에 따른 정상상태 평균 자세오차와 정점-정점 각도를 보여 주었다. 고유진동수가 높아질수록 정상상태 평균 자세오차와 정점-정점 각도가 감소하고 있음을 볼 수 있는데 고유진동수가 0.1 Hz 이상이 되면 정상상태 평균 자세 오차 각이 0.1° 이내로 들어오는 것을 알 수 있었다. Fig. 9와 Fig. 10에는 위성체의 관성질량의 변화에 따른 정상상태 평균 자세오차와 정점-정점 각도를 보여 주었다.

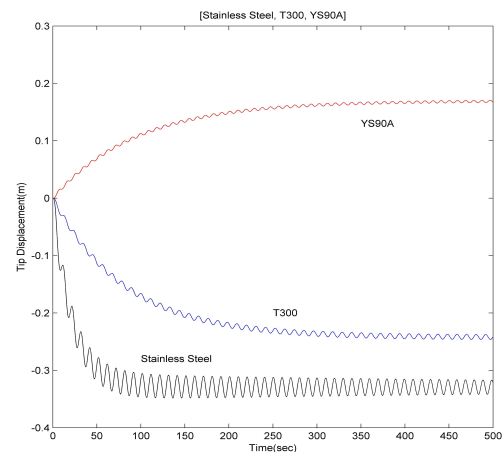


Fig. 6 Tip displacement of composite beam.

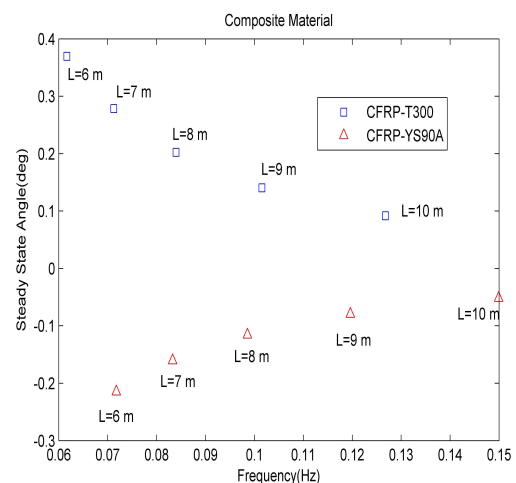


Fig. 7 Steady State angle variation with Beam Length.

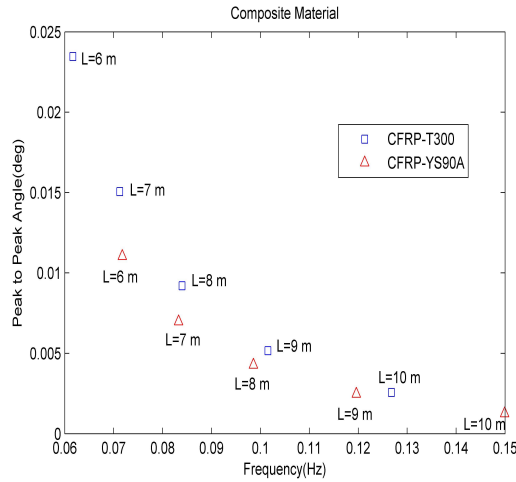


Fig. 8 Peak to peak angle variation with Beam Length.

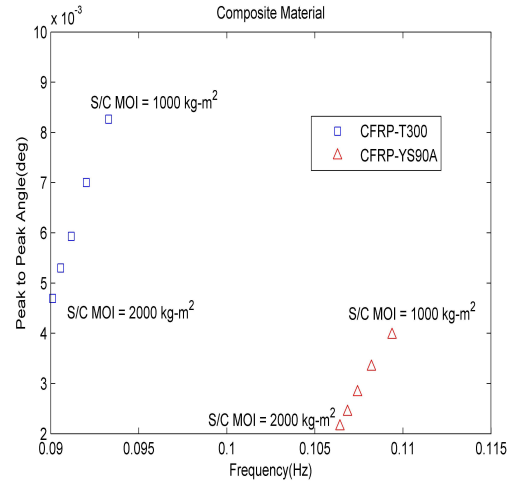


Fig. 10 Peak to peak angle variation with S/C MOI

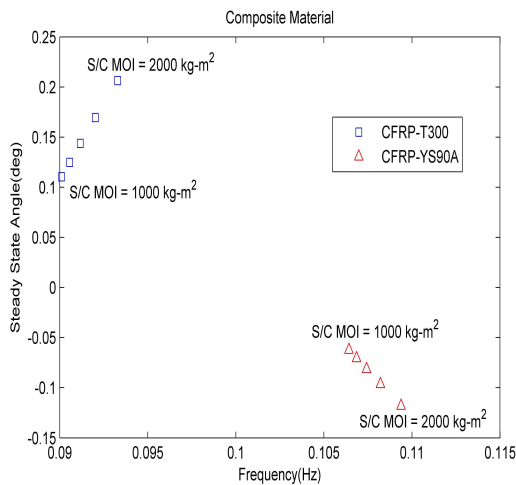


Fig. 9 Steady state angle variation with S/C MOI

6. 결 론

본 논문에서는 위성체에 장착된 길이가 긴 복합재 보를 얇은 벽 복합재 보로 모델링을 하고 여기에 우주용으로 사용되는 복합재료를 적용하여 열 진동 특성에 대한 연구를 수행하였다. 복합재 적층 각 $[60^\circ/-60^\circ]$ 를 사용한 경우, 높은 강성을 갖고 있는 YS90A 복합재가 T300 복합재 또는 스테인리스 스틸 등방성 재료보다 정상상태 평균자세오차에서는 월등한 열 진동 특성을 보여 주었으며, 특히 YS90A 재료의 경우 영보다 작은 열팽창률을 가지므로 Fig. 5 및 Fig. 6에서 보이는 것과 같이 등방성재료 및 T300 복합재와 비교하여 응답의 부호가 반대로 나오고 있다.

정상상태 평균 자세오차와 정점-정점 각도의 경우에는 재료의 강성이 높은 YS90A 재료가 좋은 성능을 보이고 있으나 우주용 구조재료의 중요한 성능지수인 질량의 경우 T300 재료가 약 10% 정도 나은 성능을 보이고 있다.

본 논문에서 연구된 우주용 복합재는 강성이 기존의 등방성재료와 유사하나 질량특성이 우수한 T300, 최근에 개발되어 강성이 등방성 재료 또는 T300보다 약 3배정도 큰 YS90A 복합재에 대한 우주 구조물로서의 열진동특성을 검토하였다. 본 논문에서 개발된 열 진동 해석 모델을 위성체 또는 강성이 낮아 열 진동 현상이 예측되는 우주용 구조물에 적용한다면 초기설계에서 관련 문제점을 파악할 수 있는 좋은 방안이 될 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) Boley, B.A, "Thermally Induced Vibrations of Beams," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 23, No. 2, Feb. 1956, pp. 179-181.
- 2) Thornton, E.A, *Thermal Structures for Aerospace Applications*, AIAA ,Education Series. 1996, pp. 343-396.
- 3) Jhonston, J.D, Thornton, E.A "Thermally Induced Attitude Dynamics of a Spacecraft with Flexible Appendage," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 4, 1998, pp. 581-587.
- 4) 윤일성, 송오섭, "위성체 유연보 구조물의 열 안정성 해석," 한국복합재료학회지, 제15권 제3호, 2002, pp. 18-29.
- 5) 윤일성, 송오섭, "위성체 유연 구조물의 열 진동 해석," 한국항공우주학회지, 제30권 제1호, 2002, pp. 56-64.
- 6) Librescu, L. and Song O. *Thin Walled Composite Beams*,

Springer, Dordrecht, 2006, pp. 475-498.

- 7) Hicks, M.T., *Design of a Carbon Fiber Composite Grid Structure for the GLAST Spacecraft Using a Novel Manufacturing Technique, Ph.D Thesis, 2001, Stanford University.*

Appendix

$$M_{11} = I_{YY} + \frac{1}{3} b_1 ((R_b + L_b)^3 - R_b^3) + b_5 L_b + m_{tip} (R_b + L_b)^2]$$

$$M_{13}(1, j) = - \int_0^{L_b} b_1 (R_b + z_b) \phi_j dz_b - m_{tip} (R_b + L_b) \phi_j(L_b)$$

$$M_{15}(1, j) = \int_0^{L_b} b_5 \phi_j dz_b$$

$$M_{22} = I_{XX} + \frac{1}{3} b_1 ((R_b + L_b)^3 - R_b^3) + b_4 L_b + m_{tip} (R_b + L_b)^2]$$

$$M_{24}(1, j) = - \int_0^L b_1 (R_b + z_b) \phi_j dz_b - m_{tip} (R_b + L_b) \phi_j(L_b)$$

$$M_{26}(1, j) = \int_0^L b_4 \phi_j dz_b,$$

$$M_{33}(i, j) = \int_0^L b_1 \phi_i \phi_j dz_b + m_{tip} \phi_i(L_b) \phi_j(L_b)$$

$$M_{44}(i, j) = \int_0^L b_1 \phi_i \phi_j dz_b + m_{tip} \phi_i(L_b) \phi_j(L_b)$$

$$M_{55}(i, j) = \int_0^L (b_5 + b_{15}) \phi_i \phi_j dz_b, \quad M_{66}(i, j) = \int_0^L (b_4 + b_{14}) \phi_i \phi_j dz_b$$

$$K_{33}(i, j) = \int_0^L a_{44} \phi_i' \phi_j' dz_b, \quad K_{35}(i, j) = \int_0^L a_{44} \phi_i' \phi_j dz_b$$

$$K_{36}(i, j) = \int_0^L a_{43} \phi_i' \phi_j' dz_b, \quad K_{44}(i, j) = \int_0^L a_{55} \phi_i' \phi_j' dz_b$$

$$K_{45}(i, j) = \int_0^L a_{52} \phi_i' \phi_j' dz_b, \quad K_{46}(n, m) = \int_0^L a_{55} \phi_i' \phi_j dz_b$$

$$K_{55}(i, j) = \int_0^{L_b} (a_{22} \phi_i' \phi_j' + a_{44} \phi_i \phi_j) dz_b$$

$$K_{56}(i, j) = \int_0^{L_b} (a_{25} \phi_i' \phi_j' + a_{43} \phi_i \phi_j') dz_b,$$

$$K_{66}(i, j) = \int_0^{L_b} (a_{33} \phi_i' \phi_j' + a_{55} \phi_i \phi_j) dz_b,$$

$$K_{77}(i, j) = (EI)_{SA} \int_0^{L_s} \phi_i''(y_s) \phi_j''(y_s) dy_s$$