섬유강화 복합재료 등가탄성계수 예측과 복합재료 위성패널의 구조해석

유원영*, 임재혁**, 손동우***, 김선원*, 김성훈*

Prediction of the Equivalent Elastic Properties of Fiber Reinforced Composite Materials and Structural Analysis of Composite Satellite Panel

Won-Young You*, Jae Hyuk Lim**, Dongwoo Sohn***, Sun-Won Kim*, and Sung-Hoon Kim*

Abstract

In this paper, the equivalent elastic properties of fiber reinforced plastic laminar are investigated using various homogenization schemes. Although there are several methods for predicting the equivalent elastic properties such as analytical formula or semi-empirical formula, most of them have some limitations or are not much accurate when handling new composite material consisting of various fiber, matrix and fiber-volume fraction ratio. To resolve the issues, computational homogenization scheme is adopted with a representative volume element (RVE) comprised of a set of finite elements. Finally, the equivalent elastic properties are obtained by applying periodic boundary conditions. The obtained results are compared with those by the existing methods and test results. Also its effect on structural analysis results of the composite satellite panel is investigated.

초 록

본 연구에서는 다양한 균질화 기법을 통해 섬유강화 복합재료 단일 적층판의 등가탄성계수를 예측을 수행하였다. 섬유강화 복합재료의 등가 탄성계수를 예측하는 해석식 및 준실험식 등 많은 기법들이 제안되어 왔지만 사용대상에 따라 제약이 있거나, 복합재료를 구성하는 섬유나 기지의 종류에 따라 예측결과가 시험결과와 잘 일치하지 않는 문제점을 가지고 있다. 본 연구에서 전산 균질화 기법을 통해 실제 복합재료 형상과 유사한 대표체적요소를 선정하여 유한요소 모델링을 수행하고, 주기적 경계조건을 부여하여 등가 탄성계수를 예측하였다. 아울러 기존의 예측식 및 시험 결과와 비교하여 그 성능을 검증하였으며, 인공위성 복합재료 패널 구조해석결과에 미치는 영향에 대해 검토하였다.

키워드 : 섬유강화 복합재료(Fiber Reinforced Composite Materials), 전산균질화기법(Computational Homogenization Schemes), 등가물성(Equivalent Material Property), 주기적 경계조건(Periodic Boundary Condition), 대표체적요소(Representative Volume Element)

접수일(2013년 9월 2일), 수정일(1차 2013년 10월 18일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

*, ** 한국항공우주연구원 위성구조팀, *** 한국해양대학교 기계에너지시스템공학부

** Corresponding Author, E-mail: ljh77@kari.re.kr

1. 서 론

1930년대 유리섬유 복합재료의 개발과 함께 보편화된 복합재료의 사용으로 인하여 기계, 항공, 토목 등 다양한 분야 구조물이 복합재료로 개발되어 왔다. 특히 높은 비강성, 비강도를 갖는 특성 때문에 항공우주분야에서 그 사용은 필수적이며, 국내에 인공위성 개발 시에도 태양전지판, 달탐사선 개발모델(Development Model, DM), 탑재체 지지구조물이 USN150, T300, M55J와 같은 탄소섬유복합재료로 제작되어 왔으며[1], 향후에는 실제 인공위성 비행모델(Flight Model, FM) 본체 구조체도 복합재료로 개발하기 위해 관련연구가 진행되고 있다[2].

2019년 발사예정인 다목적실용위성 6호의 경우에는 구조체 경량화 및 열변형량의 최소화를 위해서 인공위성 본체 구조체를 복합재료로 개발을 추진 중에 있으며, 정지궤도 복합위성 2A, 2B호(2017, 2018년 발사예정)의 경우에는 증가된 탑재체 무게를 지탱하기 위해서 주요 하중지지체인 중앙실린더(Central Cylinder)를 탄소섬유 복합재료로 개발한다. 현재 이와 관련된 구조해석 업무의 수행을 위해 다양한 종류의 복합재료를 후보군으로 선정하고 Trade-off Study를 수행하고 있다.

이러한 구조해석을 위해 필요한 복합재료의 기계적 물성은 섬유(fiber)와 기지(matrix)의 종류, 혼합비율에 따라 변화하며 필요 시 시편시험을 통해 얻을 수 있다. 그러나 복합재료의 시편시험이 불가능한 경우에는 체적기반 혼합기법(rule of mixture, ROM)[3], Hashin-Rosen[4]과 같은 해석식, Halphin-Tsai[5]과 같은 준실험식을 활용해서 등가탄성계수를 도출한다.

앞서 언급된 등가탄성계수를 예측하는 해석식 및 준실험식은 기지 및 재료의 형상에 대한 가정을 하기 때문에 다양한 섬유의 형상과 배열을 갖는 복합재료에는 사용되기 부정확한 단점이 있다. 이를 극복하기 위해서 2000년대 전후로 유한요소법을 활용한 전산 균질화(Computational Homogenization)기법을 활용하여 복합재료의 등가물성을 예측하는 방법이 제안되어 왔는데, 이 방법은 기존의 예측식보다 정확할 뿐만 아니라 기지 및 재료의 형상에 대해 특별한 가정이 되어 있지 않기 때문에 널리 사용되고 있는 추세이다[6-8].

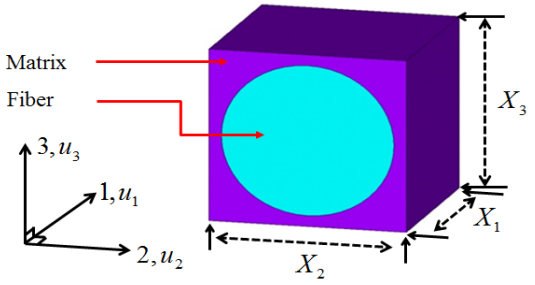

그림 1. 섬유강화 복합재료의 대표체적

본 연구에서는 이러한 기법들을 이용해서 다양한 복합재료의 등가탄성계수를 예측해보고 그 정확도를 비교해 보았다. 아울러 인공위성 패널 모델에 적용하여 강성해석 및 강도해석을 수행하고 해석결과에 미치는 영향에 대해 살펴보았다.

2. 본 론

2.1 해석식, 준실험식을 이용한 등가탄성계수의 예측

2.1.1 섬유강화 복합재료 단일 적층판 응력-변형률 관계식

응력, 변형률 및 재료강성의 관계는 식 (1)과 같이 나타내어진다.

$$\sigma_{mn} = C_{mnpq}\epsilon_{pq} (m,n,p,q = 1,2,3) \quad (1)$$

여기서 응력 σ_{mn}, 변형률 ϵ_{pq}은 2차 텐서, 재료강성 C_{mnpq}는 4차 텐서이다. 응력 및 변형률 텐서는 대칭($\sigma_{mn} = \sigma_{nm}$, $\epsilon_{pq} = \epsilon_{qp}$)이며, C_{mnpq}의 경우 m, n, p, q의 위치를 모두 바꾼다고 하더라고 C_{mnpq}의 행렬과 같아진다. 그러나 물리적인 이해와 공학적인 편의성을 위해 텐서표기를 식 (2)와 같이 Voigt notation을 이용하여 나타낸다.

$$\sigma_i = C_{ij}\epsilon_j (i,j = 1,2,3,4,5,6) \quad (2)$$

여기서 σ_i, ϵ_j는 각각 벡터 형태로 축약된 응력, 변형률을 나타내며, C_{ij}는 2차 텐서 형태로 축약된 강성을 가리킨다. 이때 $\sigma_1=\sigma_{11}$, $\sigma_2=\sigma_{22}$, $\sigma_3=\sigma_{33}$, $\sigma_4=\sigma_{23}$, $\sigma_5=\sigma_{13}$, $\sigma_6=\sigma_{12}$, $\epsilon_1=\epsilon_{11}$, $\epsilon_2=\epsilon_{22}$, $\epsilon_3=\epsilon_{33}$, $\epsilon_4=2\epsilon_{23}$, $\epsilon_5=2\epsilon_{13}$, $\epsilon_6=2\epsilon_{12}$의 관계에 있다. 또한 $C_{ij}=C_{ji}$인 관계에 있다.

직교이방성(orthotropic)을 갖는 복합재료 단일 적층판(lamina)은 식 (3)과 같은 강성행렬이 결정되며, C_{ij}가 총 9개의 독립상수를 갖는다. 그림 1과 같이 섬유방향을 1방향으로 가정하고 2, 3방향이 면내등방성을 갖는 가로등방성(transversely isotropic)을 재료는 식 (4)처럼 5개의 독립상수를 갖는다.

$$C_{ij}=\begin{vmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{vmatrix} \tag{3}$$

$$C_{ij}=\begin{vmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{32} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (C_{22}-C_{23})/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} \end{vmatrix} \tag{4}$$

그러나 많은 섬유강화 복합재료의 단일 적층판에서는 $C_{44}=(C_{22}-C_{23})/2$인 관계가 엄밀하게 성립하지 않으며 식(5)와 같이 이방성률(Anisotropic Ratio, AR)을 도입하여 그 정도를 표현한다.

$$AR=\frac{2C_{44}}{C_{22}-C_{23}} \tag{5}$$

$$S_{ij}=\begin{vmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{21}}{E_2} & \frac{-\nu_{31}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & \frac{-\nu_{32}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{13}}{E_1} & \frac{-\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{vmatrix} \tag{6}$$

with $\frac{\nu_{ji}}{E_j}=\frac{\nu_{ij}}{E_i}$

그러므로 C_{44}를 독립상수로 추가하여 통상 6개를 독립상수로 둔다. 이러한 강성행렬을 역변환($S_{ij}=C_{ij}^{-1}$)을 수행하면 컴플라이언스 S_{ij}가 유도되고 식 (6)을 이용해 6개의 재료상수(E_1, E_2, ν_{12}, ν_{23}, G_{12}, G_{23})를 구할 수 있다.

2.1.2 해석적 예측방법

2.1.2.1 체적기반 혼합기법

복합재료의 등가탄성계수를 예측하는 방법은 섬유와 기지가 특정방향으로 잘 정렬되어있다고 가정하고 일정변형률 및 일정응력을 가해 등가물성을 유도한 Voigt와 Reuss에 의한 혼합법칙이 널리 사용되어왔다[2].

$$Voigt: M_{eq}=\alpha_f M_f+\alpha_m M_m \tag{7}$$

$$Reuss: \frac{1}{M_{eq}}=\frac{\alpha_f}{M_f}+\frac{\alpha_m}{M_m} \tag{8}$$

여기서, f는 섬유, m은 기지를 가리키며, α는 체적비, M은 재료의 물성을 가리킨다.

위의 Voigt에 의한 방법은 상계해(upper bound solution)를, Reuss에 의한 방법은 하계해(lower bound solution)를 주는 것으로 알려져 있다. 통상적으로 섬유강화 복합재료 등가강성을 추출하는 데에 있어서 E_{11}, ν_{12}는 Voigt의 방법, E_{22}, G_{12}는 Reuss의 방법을 이용하여 구한다. G_{23}, ν_{23}에 관해서 특별히 정해진 규약이 없지만, G_{23}는 Reuss의 방법, ν_{23}는 2-3 면내 등방성을 고려하여 $G_{23}=E_{22}/2(1+\nu_{23})$의 관계식을 이용하여 식 (9)~(14)과 같이 도출된다.

$$E_1=\alpha_f E_{1f}+\alpha_m E_m \tag{9}$$

$$\nu_{12}=\alpha_f \nu_{12f}+\alpha_m \nu_m \tag{10}$$

$$E_2=E_m/(1-\alpha_f(1-E_m/E_{2f})) \tag{11}$$

$$G_{12}=G_m/(1-\alpha_f(1-G_m/G_{12f})) \tag{12}$$

$$G_{23} = G_m/(1-\alpha_f(1-G_m/G_{23f})) \quad (13)$$

$$\nu_{23} = (E_2/2G_{23})-1 \quad (14)$$

이외에도 섬유와 기지의 재료특성이 등방성인 경우를 가정해서 정확해를 유도한 Hashin-Rosen의 예측기법 등이 있다[4].

2.1.3 준실험식을 이용한 예측식

2.1.3.1 Halphin-Tsai의 예측법

앞서 언급된 해석식의 정확도를 높이기 위해서 준실험식이 아래의 식 (15)과 같이 제안되었다.

$$\frac{M}{M_m} = \frac{1+\xi\eta\alpha_f}{1-\eta\alpha_f} \quad (15)$$

$$\text{with } \eta = \frac{M_f/M_m - 1}{M_f/M_m + \xi}$$

여기서 ξ는 섬유의 형상, 배열 및 하중조건에 따라 결정되며, 사각배열인 경우 1, 육각배열인 경우 2를 사용한다. Halphin-Tsai 방법 또한 주로 E_2, G_{12}의 예측치를 얻는데 사용된다[2,5]. 본 연구에서는 사각배열인 경우를 사용하였다.

2.2 전산 균질화 기법을 이용한 등가탄성계수 예측

2.2.1 전산 균질화기법

전산 균질화기법에서는 먼저 그림 2와 같이 전체복합재료에서 대표성을 갖는 대표체적(representative volume element, RVE)을 선정하며 유한요소 모델링을 수행하고 여기에 정해진 경계조건을 가하여 응력해석을 수행하고 그 결과로 등가탄성계수를 예측한다.

RVE 내부의 임의의 한 지점 x에서 재료의 구성방정식은 식 (16)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\sigma_i(x) = C_{ij}(x)\epsilon_j(x) \quad (16)$$

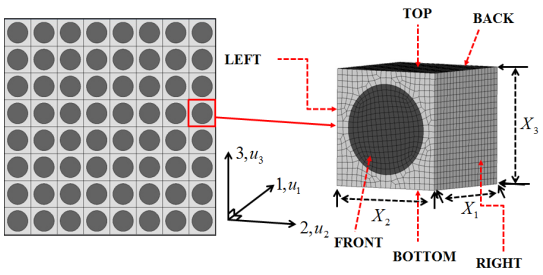

그림 2. 대표체적과 유한요소망

식 (16)의 양변에 RVE 전체에 대하여 적분을 수행한 후 일정한 등가탄성계수가 존재한다고 가정하면 식 (17)과 같이 간략화 되며, x와 무관해진다.

$$<\sigma_i> = <C_{ij} : \epsilon_j> \cong <C_{ij}> : <\epsilon_j> \quad (17)$$

$$\text{with } <\sigma_i> = \frac{1}{V}\int_V \sigma_i dV, \; <\epsilon_j> = \frac{1}{V}\int_V \epsilon_j dV$$

$$<C_{ij} : \epsilon_j> = \frac{1}{V}\int_V C_{ij}\epsilon_j dV, \; <C_{ij}> = \frac{1}{V}\int_V C_{ij} dV$$

여기서 $<\epsilon_{kl}>$는 식 (18)에 나타난 바와 같이 다시 발산정리를 통해서 체적이 아닌 RVE 경계면(dS)의 변위경계조건으로 변환이 되며 이 값을 RVE 경계면에 가함으로 인해서 이에 의한 응력이 발생한다. RVE에서 발생한 응력에 관하여 체적평균을 구하여 등가변형률에 관하여 나누게 되면 식 (19)와 같이 강성행렬이 구해지게 된다. 이 강성행렬은 역변환과 식 (6)을 비교하여 등가탄성계수로 변환이 된다.

$$<\epsilon_j> = <\epsilon_{pq}>$$

$$<\epsilon_{pq}> = \frac{1}{V}\int_V \epsilon_{pq} dV = \frac{1}{V}\int_V \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_p}{\partial x_q} + \frac{\partial u_q}{\partial x_p}\right) dV \quad (18)$$

$$= \frac{1}{V}\int_S \frac{1}{2}(u_p n_q + u_q n_p) dS$$

$$<C_{ij}> = <\sigma_i><\epsilon_j>^{-1} \quad (19)$$

2.2.2 주기적 경계조건

등가 강성행렬을 구하기 위해서 표1과 같은 6종류의 변위 경계조건 및 주기적 경계조건(periodic boundary condition, PBC)을 고려하였다. PBC는 식(20)과 같이 간단히 정의된다[7-8].

$$u_i^+ - u_i^- = \epsilon_{ij} X_j \tag{20}$$

여기서, u_i^+는 u_i^-가 위치하는 RVE의 경계면에서 마주보는 면의 위치한 절점의 변위를 가리킨다. 즉, PBC는 마주보는 두 면의 위치한 절점의 상대관계식으로 정의된다.

여기서, FRONT, BACK, RIGHT, LEFT, TOP, BOTTOM은 대표체적의 앞면, 뒷면, 우측면, 좌측면, 윗면, 아랫면을 각각 가리킨다. 이러한 주기적 경계조건은 최근 Ansys, Abaqus, Marc와 같은 상용프로그램에서도 지원되는 것으로 알려져 있으나 본 연구에서는 손동우가 개발한 in-house code를 사용하였다[9]. 이 RVE에 표 1에 나타난 6종류의 경계조건을 부여하여 등가강성 C_{ij}를 계산한다.

표 1. 등가강성 계산을 위한 경계조건

BC / C_{ij}	Boundary Conditions
C_{1j}	$u_1^{FRONT} - u_1^{BACK} = 1.0 \times X_1$ $u_2^{RIGHT} = u_3^{RIGHT} = u_2^{LEFT} = u_3^{LEFT} = 0.0$ $u_2^{TOP} = u_3^{TOP} = u_2^{BOTTOM} = u_3^{BOTTOM} = 0.0$
C_{2j}	$u_2^{RIGHT} - u_2^{LEFT} = 1.0 \times X_2$ $u_1^{FRONT} = u_3^{FRONT} = u_1^{BACK} = u_3^{BACK} = 0.0$ $u_1^{TOP} = u_3^{TOP} = u_1^{BOTTOM} = u_3^{BOTTOM} = 0.0$
C_{3j}	$u_3^{TOP} - u_3^{BOTTOM} = 1.0 \times X_3$ $u_1^{FRONT} = u_2^{FRONT} = u_1^{BACK} = u_2^{BACK} = 0.0$ $u_1^{RIGHT} = u_2^{RIGHT} = u_1^{LEFT} = u_2^{LEFT} = 0.0$
C_{4j}	$u_2^{TOP} - u_2^{BOTTOM} = 1.0 \times X_3$ $u_3^{RIGHT} - u_3^{LEFT} = 1.0 \times X_2$ $u_1^{FRONT} = u_1^{BACK} = 0.0$
C_{5j}	$u_1^{TOP} - u_1^{BOTTOM} = 1.0 \times X_3$ $u_3^{FRONT} - u_3^{BACK} = 1.0 \times X_1$ $u_2^{RIGHT} = u_2^{LEFT} = 0.0$
C_{6j}	$u_1^{RIGHT} - u_1^{LEFT} = 1.0 \times X_2$ $u_2^{FRONT} - u_2^{BACK} = 1.0 \times X_1$ $u_3^{TOP} = u_3^{BOTTOM} = 0.0$

표 2. 섬유재료와 기지재료의 재료물성

Fiber	Boron[6] ($\alpha_f = 47\%$)	AS4[6] ($\alpha_f = 60\%$)	IM7[10] ($\alpha_f = 60\%$)
E_1(GPa)	379.3	235	303
E_2(GPa)	= E_1	14	15.2
G_{12}(GPa)	=0.5E_1/(1+υ_{12})	28	9.65
υ_{12}	0.1	0.2	0.2
υ_{23}	=υ_{23}	0.25	0.2
Matrix	Aluminum	3501-6	K3B
E(GPa)	68.3	4.8	3.31
G(GPa)	=0.5E/(1+υ)	1.8	1.23
υ	0.3	0.34	0.35

전산균질화 기법을 이용한 등가물성 예측을 위해 표 2와 같이 섬유, 기지, 섬유체적비 및 단일 적층판의 재료물성이 잘 알려진 세 가지 복합재료 Boron /Aluminum(등방/등방), AS4/3501-6 (가로등방/등방), IM7/K3B(가로등방/등방)의 적층판 등가물성 예측을 실시하였다. 섬유체적비는 각각 47%, 60%, 60%이다. 각 RVE당 총 절점수 10,000여개 이상을 갖는 8절점 육면체요소를 사용하였다.

2.2.3 해석식, 준실험식 예측결과와 비교

다양한 균질화 기법들의 성능비교를 위해 표 3에 해석적 예측기법, 준실험식, 전산 균질화기법을 이용한 예측결과를 비교하였다. 전반적으로 모든 기법이 E_1은 비교적 잘 예측하는 것을 확인하였다. Hashin-Rosen방법은 ROM에 비해 Boron/aluminum의 경우 E_1, ν_{12}, G_{12} 예측결과가 비교적 정확했다. 그러나 섬유가 가로등방성을 띄는 탄소섬유 강화복합재료 AS4/3501-6, IM7/K3B에는 적용이 불가능하다. Halphin-Tsai 방법을 이용하면 ROM, Hashin -Rosen기법을 이용한 것보다 E_2, G_{12}가 조금 더 정확한 결과를 보여주는 것을 확인할 수 있다. 그러나 PBC를 적용한 전산 균질화 기법의 해가 더 정확할 뿐만 아니라 시험결과와도 잘 일치하는 것을 확인하였다.

표 3. 균질화 기법에 의한 등가탄성계수 예측결과의 비교

Boron/aluminum(Isotropic/Isotropic)					
Method / C_{ij}	ROM	Hashin-Rosen	Halphin-Tsai	PBC	Test[6]
E_1 (GPa)	214.3	214.4	214.3	215.0	216
E_2 (GPa)	111.1	111.1	134.5	145.6	140
υ_{12}	0.21	0.20	0.21	0.19	0.29
υ_{23}	0.27	0.27	0.27	0.25	-
G_{12} (GPa)	43.7	54.01	61.1	53.6	52
G_{23} (GPa)	43.7	43.7	43.7	45.8	
AS4/3501-6(Transversely Isotropic/Isotropic)					
Method / C_{ij}	ROM	Hashin-Rosen	Halphin-Tsai	PBC	Test[6]
E_1 (GPa)	142.9	N.A.	142.9	142.8	139
E_2 (GPa)	7.92	N.A.	8.79	9.70	9.9
υ_{12}	0.26	N.A.	0.26	0.25	0.3
υ_{23}	0.14	N.A.	0.14	0.32	-
G_{12} (GPa)	4.1	N.A.	6.38	6.0	5.3
G_{23} (GPa)	3.5	N.A.	3.5	3.7	-
IM7/K3B(Transversely Isotropic/Isotropic)					
Method / C_{ij}	ROM	Hashin-Rosen	Halphin-Tsai	PBC	Ref[10]
E_1 (GPa)	183.1	N.A.	183.1	182.8	183
E_2 (GPa)	6.23	N.A.	7.46	8.60	8.5
υ_{12}	0.26	N.A.	0.26	0.26	0.26
υ_{23}	0.21	N.A.	0.21	0.33	0.33
G_{12} (GPa)	2.57	N.A.	3.92	3.42	3.4
G_{23} (GPa)	2.57	N.A.	2.57	2.50	-

2.2.4 RVE 형상에 따른 등가물성 예측

RVE 형상에 따른 영향성을 파악하기 위해서 그림 3와 같이 RVE를 3가지 형태로 사각배열(1.0x1.0x1.0), 육각배열(1.0x0.7597x1.316), 다이아몬드 배열(1.0x1.0x1.0)을 구성하여 해석을 실시하였다. 해석결과를 표 4와 그림 4에 정리하였다.

표 4. 3가지 RVE 형상에 따른 등가탄성계수 예측결과의 비교

Boron/aluminum(Isotropic/Isotropic)				
RVE / C_{ij}	Square	Hexagonal	Diamond	Test[6]
E_1 (GPa)	215.0	214.2	214.2	216
E_2 (GPa)	144.7	134.0	126.3	140
υ_{12}	0.19	0.20	0.20	0.29
υ_{23}	0.25	0.29	0.33	-
G_{12} (GPa)	54.2	53.4	53.4	52
G_{23} (GPa)	45.8	50.6	57.2	-
AS4/3501-6(Transversely Isotropic/Isotropic)				
RVE / C_{ij}	Square	Hexagonal	Diamond	Test[6]
E_1 (GPa)	142.8	142.5	142.4	139
E_2 (GPa)	9.7	9.3	9.0	9.9
υ_{12}	0.25	0.25	0.25	0.3
υ_{23}	0.32	0.34	0.35	-
G_{12} (GPa)	6.0	5.72	5.9	5.3
G_{23} (GPa)	3.7	4.3	4.7	-
IM7/K3B(Transversely Isotropic/Isotropic)				
RVE / C_{ij}	Square	Hexagonal	Diamond	Ref[10]
E_1 (GPa)	182.8	182.6	182.5	183
E_2 (GPa)	8.60	7.90	7.4	8.5
υ_{12}	0.25	0.26	0.26	0.26
υ_{23}	0.33	0.36	0.39	0.33
G_{12} (GPa)	3.4	3.3	3.4	3.4
G_{23} (GPa)	2.5	3.2	3.9	-

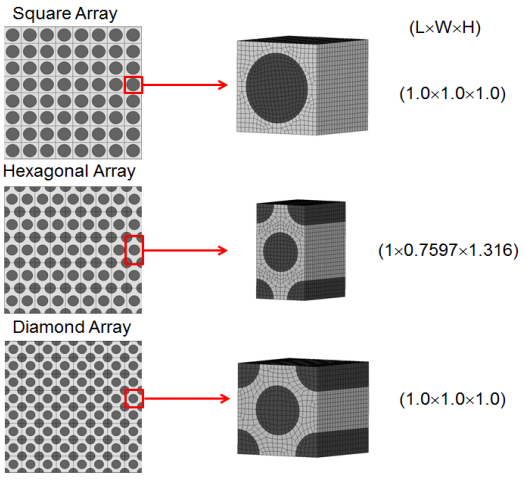

그림 3. 3가지 대표체적

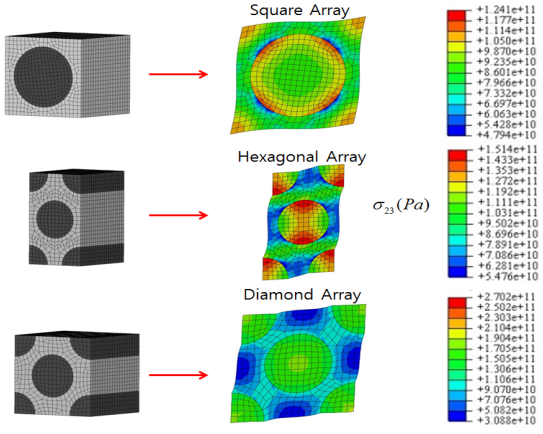

그림 4. 2-3평면 전단하중에서 3가지 대표체적의 변형형상

비교결과에서 알 수 있듯이 3가지 경우 모두 시험결과[6] 및 참고문헌[10]의 결과와 잘 일치하는 것을 확인하였으며, 사각배열이 시험결과에 좀 더 가까운 것을 확인할 수 있다. 대부분 복합재료는 일정한 섬유체적비율(α_f)을 갖으면서 섬유분포는 불규칙한 형태이다. 그런 점을 감안 할 때, 제작된 복합재료의 섬유의 분포가 사각배열에 좀 더 가깝기 때문으로 추정된다. 등가물성의 크기는 사각배열, 육각배열, 다이아몬드배열 순으로 나타나는 것을 확인할 수 있다.

2.3 인공위성 패널 구조해석

다양한 복합재료 등가물성예측결과를 이용해 인공위성 패널 구조해석을 실시하였다. 사용된 복합재료는 표 5에 나타난 M55J 탄소섬유, M18 기지 단일 적층판으로 $[0/90]_S$로 적층시켜 사용하였다. 섬유체적비는 60%를 사용하였다. 패널은 샌드위치 패널로 크기는 가로 1000mm, 세로 750mm 이며, 두께방향으로 알루미늄 허니콤은 Hexel사의 3.1PCF-1/8-5056-0007P 20mm와 양면에 $[0/90]_S$로 적층된 복합재료를 채택하였다. 구조해석으로는 강성해석과 강도해석을 수행하였다. 전체모델의 무게는 전장품을 포함 34kg이며, 패널의 순수무게는 6.7kg이다. 패널의 모든 모서리에 100mm간격으로 볼트를 모델링 하였으며, 이를 구현하기 위해 1, 2, 3의 변위자유도를 구속하였다. 다양한 균질화기법을 활용해서 구한 M55J/M18 단일 적층판의 등가탄성계수는 표 6에 나타내었다.

표 5. M55J/M18의 재료물성치

	Fiber	Matrix
($\alpha_f = 60\%$)	M55J	M18
E_1(GPa)	540	4.2
E_2(GPa)	8.4	4.2
G_{12}(GPa)	226.8	1.5
υ_{12}	0.19	0.4
υ_{23}	0.19	υ_{12}

표 6. 다양한 예측기법에 따른 탄성계수의 비교

M55J/M18(Transversely Isotropic/Isotropic)				
Method / C_{ij}	ROM	Halphin-Tsai	RVE (hexa)	RVE (square)
E_1 (GPa)	325.60	325.60	324.80	325.30
E_2 (GPa)	6.00	5.68	7.18	7.32
υ_{12}	0.27	0.27	0.27	0.27
υ_{23}	0.31	0.24	0.40	0.38
G_{12} (GPa)	3.71	5.85	5.78	6.29
G_{23} (GPa)	2.29	2.29	2.44	2.33

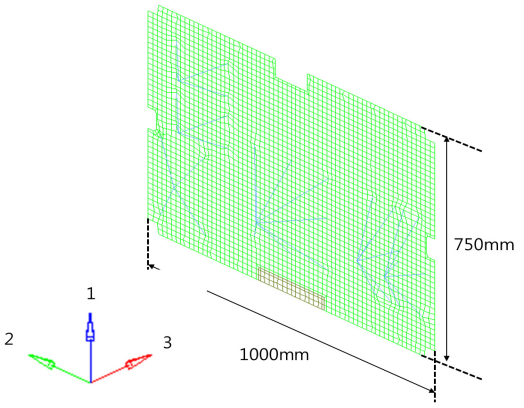

그림 5. 인공위성 패널 유한요소모델

표 7. 예측된 등가물성에 따른 강성해석결과의 비교(단위 Hz)

Mode No.	ROM	Halphin-Tsai	RVE (hexa)	RVE (square) ref.
1	61.1 (-0.97%)	61.1 (-0.97%)	61.2 (-0.81%)	61.7 (-)
2	112.6 (-1.23%)	112.5 (-1.32%)	112.7 (-1.14%)	114.0 (-)
3	158.6 (-1.06%)	158.8 (-0.94%)	159.0 (-0.81%)	160.3 (-)
4	195.1 (-0.96%)	195.7 (-0.66%)	196.0 (-0.51%)	197.0 (-)
5	207.9 (-1.09%)	209.5 (-0.33%)	209.7 (-0.24%)	210.2 (-)

2.3.1 강성해석

강성해석결과를 표 7에 나타내었다. 5번째 주요모드까지 강성해석을 실시하였다. 해석결과 모든 해석결과가 1%내외의 차이만 보이며 서로 일치하는 것을 확인하였다. 그 이유는 패널의 저차 공진모드는 주로 E_1, E_2에 의한 지배를 받게 되는데 표 6의 예측결과 E_1은 거의 차이가 없으며, E_2가 E_1 대비 작아서 그 영향성이 상대적으로 작아지기 때문으로 판단된다.

2.3.2 강도해석

강도해석을 실시하였으며, 하중조건은 1, 2, 3 방향으로 각각 10G을 부여하였다. 복합재의 각

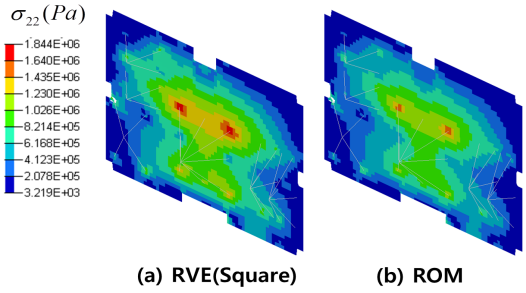

그림 6. 인공위성 패널 σ_{22} 응력분포 비교 (Load Case 3)

표 8. 예측된 등가물성에 따른 최대응력 비교 (단위 MPa)

Load Case	σ_{ij}	ROM	Halphin-Tsai	RVE (hexa)	RVE (square) ref.
1	σ_{11}	40.55 (6.74%)	38.46 (1.24%)	38.35 (0.95%)	37.99 (-)
	σ_{22}	0.779 (12.7%)	0.701 (21.4%)	0.883 (1.01%)	0.892 (-)
2	σ_{11}	40.81 (6.78%)	38.64 (1.10%)	38.55 (1.47%)	38.22 (-)
	σ_{22}	0.821 (13.5%)	0.744 (21.6%)	0.937 (1.26%)	0.949 (-)
3	σ_{11}	69.88 (2.96%)	68.53 (0.97%)	68.21 (0.50%)	67.87 (-)
	σ_{22}	1.536 (15.5%)	1.425 (21.6%)	1.792 (1.38%)	1.817 (-)

방향별 최대응력을 표 8에 나타내었다. RVE (Square)를 기준으로 σ_{11}방향은 7%, σ_{22}방향은 22%까지 차이를 보이는 것을 확인할 수 있다(그림 6 참조).

3. 결 론

본 논문에서는 다양한 탄성계수 예측식을 이용해서 섬유강화 복합재료 단일 적층판의 6개의 등가 탄성계수 E_1, E_2, ν_{12}, ν_{23}, G_{12}, G_{23}을 예측하였다. 또한 전산 균질화 기법을 이용하는 경우 RVE 형상이 등가물성에 미치는 효과를 고찰하고 다른 예측식과의 성능비교를 수행하였다. 수행결과로부터 전체 복합재료의 대표성을 갖는 RVE를 선정하고 여기에 PBC를 고려하는 경우에 전산 균질화 기법을 통한 등가탄성계수가 시험결과와 잘 일치함을 확인하였다. 특히, 섬유의 특성이 지배하는 E_1의 경우 모든 예측식마다 그 결과가

거의 일정하였으나, 가로방향 E_2, G_{12}, ν_{23}의 경우 사용방법에 따라 큰 차이가 존재함을 확인하였다.

아울러 인공위성 패널 유한요소모델에 적용하여 강성 및 강도해석결과에 미치는 영향에 대해 분석해 보았다. 강성의 경우 5개의 저차모드를 고려하는 경우 1%차이로 어떠한 예측기법을 사용하더라도 큰 차이가 없음을 확인하였다.

그러나 강도해석결과 σ_{11}의 경우 최대 7%, σ_{22}의 경우 최대 22%까지 발생하는 것을 확인하였다. 이는 예측된 재료물성의 차이로 인한 것으로 추정되며, 추후 정밀한 구조해석을 수행하기 위해서 이를 고려하는 것이 필요하다고 판단된다.

이와 더불어 정밀한 열해석 및 열변형해석을 수행하기 위해서는 정확한 등가 열전도계수, 등가 열팽창계수가 필요하다. 현재 이와 관련 연구가 진행 중이며 추후 게시하도록 하겠다.

참 고 문 헌

1. 손택준, 나경수, 김종우, 임재혁, 김경원, “한국형 달탐사선 구조모델설계”, 한국항공우주학회지, 제41권, 제5호, 2013, pp. 366-372.
2. 전형열, 김정훈, 박종석, 박근주, “탄소복합재를 이용한 위성 패널의 열해석”, 항공우주기술, 제 10권, 제2호, 2011, pp. 114-120.
3. 이대길, 정명영, 최진호, 전성식, 장승환, 오제훈, 복합재료, 홍릉과학출판사, 2007
4. Hashin, Z. and Rosen, B.W., "The Elastic Moduli of Fiber-Reinforced Materials," The Transactions of the Americal Society of Mechanical Engineers: Journal of Applied Mechanics, Vol. 16. No. 5, 1976, pp. 1-10.
5. Halpin, J.C. and Tsai, S.W., "Effect of Environmental Factors on Composite Mateirals," AFML0TR 67-423, June, 1969.
6. Sun, C.T., and Vaidya R.S., “Prediction of Composite Material Properties from a Representative Volume Element,” Composite Science and Technology, Vol. 56, 1996, pp. 171-179.
7. Hollister, S.J. and Kikuchi, N., "A Comparison of Homogenization and Standard Mechanics Analysis for Periodic Porous Composite," Computational Mechanics, Vol. 10, 1992, pp. 73-95.
8. Li, S. and Wang, G., "Introduction to Micromechanics and Nanomechanics," World Scientific Pub., 2008
9. Choi, G.P., Sohn, D., Woo, C.H., Lee, S.-H., Ahn, S.H., and Cho, Y.-S., “Qualitative Verification of the Dispersion Level in Nano-Composite and Its Application to YD-128/MWCNT Composite to Assess the Wear Characteristics with respect to the Dispersion level,” Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 27, 2013, pp. 3131- 3138.
10. Jeong, J.-Y., and Ha, S.-K., "Analysis of Micromechanical Behavior of Fiber-Reinforced Composites," The Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A, Vol. 28, N. 10, 2004, pp. 1435-1450.