

섬유강화 복합재료 등가열팽창계수 예측 및 인공위성 열지향오차 해석

유원영*, 임재혁**, 김선원*, 김창호*, 김성훈*

Prediction of the Equivalent Coefficient of Thermal Expansion of Fiber Reinforced Plastic Lamina and Thermal Pointing Error Analysis of Satellites

Won Young You*, Jae Hyuk Lim**, Sun Won Kim*, Chang-Ho Kim* and Sung-Hoon Kim*

Abstract

In this paper, the equivalent coefficient of thermal expansion (CTE) of fiber reinforced plastic composite material is investigated with various CTE prediction schemes. Although there are several methods for predicting the equivalent CTEs, most of them have some limitations or are not much accurate when comparing prediction results with test results. In the framework of computational homogenization, a representative volume element is taken from the predefined fiber-volume ratio, and modelled with finite element mesh. Finally, the equivalent CTEs are obtained by applying periodic boundary condition. To verify the performance of the proposed method, the results obtained are compared with those by the existing methods and test results. Additionally, the thermal pointing error analysis for star tracker support structure is conducted and its accuracy is estimated according to CTE prediction schemes.

초 록

본 연구에서는 다양한 열팽창계수 예측기법을 활용해서 섬유강화 복합재료 라미나 등가 열팽창계수 예측을 수행하였다. 등가열팽창계수를 예측하는 많은 식들이 제안되어 왔지만 사용대상에 따라 제약이 있거나, 예측결과가 시험결과와 잘 일치하지 않는 문제점을 갖고 있다. 본 연구에서 실제 복합재료 형상과 유사한 대표체적요소를 선정하여 유한요소 모델링을 수행하고 여기에 주기적 경계조건을 부여하여 재료의 등가열팽창계수를 예측하였다. 예측결과를 기존의 예측식 및 시험결과와 비교하여 그 성능을 검증하였으며, 별추적기 지지구조물의 열지향오차해석을 수행하고 다양한 예측물성에 따라 그 정확도를 검토하였다.

키워드 : 등가물성(Equivalent Material Property), 전산 균질화 기법(Computational Homogenization Schemes), 섬유강화 복합재료(Fiber Reinforced Plastics), 대표체적요소(Representative Volume Element), 열팽창계수(Coefficient of Thermal Expansion), 주기적 경계조건(Periodic Boundary Condition)

접수일(2014년 5월 9일), 수정일(1차 : 6월 23일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

**, ** 한국항공우주연구원 위성구조팀

** Corresponding author, E-mail : ljh77@kairi.re.kr

1. 서 론

현재 기계, 자동차, 항공, 건축, 토목 등 다양한 산업분야에서 주요 구조물이 복합재료로 개발되고 있다. 특히 높은 비강성, 비강도 및 낮은 열팽창계수를 갖는 특성 때문에 항공우주분야에서 그 사용은 필수적이다. 국내에 인공위성 개발 시에도 태양전지판 및 달탐사선 개발모델에 T300, M55J 등 다양한 복합재료가 사용되고 있다[1].

앞으로 국내에서 개발될 지구관측 저궤도와 같은 고해상도 지구관측위성의 경우 영상의 해상도가 0.5m이하로 매우 높은 수준의 해상도를 갖는다. 이로 인해 인공위성은 우주환경에서 위성 본체에 전달되는 아주 미세한 구조진동 및 열변형에도 영상품질이 저하되거나 지향방향이 틀어지게 되어 임무수행에 막대한 영향을 받게 되는 상황에 놓이게 되며, 이를 인공위성 개발 시에 미리 고려하여 설계를 수행하여야 한다[2].

통상, 저궤도 지구관측위성의 안테나와 태양전지판의 경우 우주환경에서 $-100^{\circ}\text{C} \sim 100^{\circ}\text{C}$ 의 급격한 온도변화를 하루에도 14회 가량 겪게 되는데, 이로 인해 인공위성은 수축, 팽창 또는 뒤틀림 등의 변형이 반복되어 일어나게 된다. 이러한 변형은 별추적기나 관측탑체제와 같이 높은 지향정밀도를 요구하는 장비에 열지향오차를 발생시켜 높은 지향정밀도 요구조건을 만족시키기 어렵게 된다.

이러한 열지향오차를 최소화하기 위해서는 TerraSAR-X, Tandem-X와 같은 인공위성에서는 낮은 열팽창계수를 갖는 탄소섬유복합재료를 이용해서 본체구조체를 제작하며, 아울러 정밀한 열지향오차해석을 함께 병행하여 열지향오차를 최소화하도록 한다. 정밀한 열지향오차해석을 수행하기 위해서는 복합재료를 구성하는 복합재료 라미나(lamina)의 등가열팽창계수를 정확히 아는 것이 매우 중요하다.

물론 이러한 복합재료의 기계적 물성, 열팽창계수는 섬유(fiber)와 기지(matrix)의 종류, 혼합비율에 따라 변화하며 필요 시 시편시험을 통해 얻을 수 있다. 그러나 복합재료의 시편시험이 불가능한 경우에는 다양한 예측식을 이용하여 업무에 활용한다. 그러나 이러한 식들은 섬유와 기지의

형상과 분포에 관해 가정을 하기 때문에 일반성이 떨어진다. 최근 컴퓨터 성능과 이론적 연구의 발달로 인해 국내외로 복합재료의 주기성을 갖는 대표체적요소(representative volume element, RVE)를 선정하고 섬유와 기지를 정확하게 유한요소모델링을 수행하여 마이크로역학 기반으로 정확한 등가 파손강도, 등가강성, 등가열팽창계수를 갖는 연구가 활발히 진행 중이다[3-10].

등가열팽창계수에 관한 연구에 관해서는 2002년에 Islam이 2차원 평면변형을 조건에서의 ABAQUS를 이용해 대표체적요소로 주기적 경계조건(Periodic Boundary Condition, PBC) 복합재료의 열팽창계수를 도출하였고, 아울러 섬유와 모재사이에 균열존재여부에 따른 열팽창계수의 변화양상을 추정하였다[5]. 2007년에는 Karadeniz가 ANSYS를 사용해 3차원 대표체적에 일정변위 구속조건(Uniform Displacement Coupling)를 적용하여 열팽창계수를 예측하였으며, 2010년에 Srisuk은 ANSYS 내부언어를 이용해 자동으로 등가열팽창계수를 구하는 프로그램을 개발하고 섬유의 형상변화가 등가열팽창계수에 미치는 영향에 관해 분석하였다[10].

국내에서는 남윤식 등에 의해서 직접수치모사법을 이용해서 열팽창계수에 관한 예측이 이루어졌다[3]. 이 연구에서는 대표체적요소로 주기적 경계조건을 구현하기 위해서 다수의 대표체적요소를 사용하고 그중에 Saint-Venant' Principle에 따라 경계에서 떨어진 내부의 대표체적요소의 거동을 관측하여 등가열팽창계수를 도출하였다. 그러나 다수의 대표체적요소를 사용하기 때문에 대표체적이 복잡한 형상이거나 경계의 영향성이 내부의 대표체적요소까지 영향을 끼치는 경우에는 많은 수의 유한요소를 사용해야 하므로 그 한계가 있다.

본 연구에서는 복합재료 라미나의 3차원 대표체적요소와 여기에 주기적 경계조건을 부여하여 등가열팽창계수를 도출하였다. 이렇게 예측된 결과를 다양한 예측식 및 시험결과와 비교하여 그 성능을 검증하였다. 현재까지 알려진 등가열팽창계수 예측식에 대해 살펴보고, 전산기반 균질화 기법을 이용해 등가열팽창계수를 예측하는 방법에

대한 설명과 다른 예측식과 비교를 수행하였다.

2. 본 론

2.1 등가 열팽창계수 예측

복합재료 등가 열팽창계수를 예측하는 식은 대부분 탄성학에 근간하여 유도되었으며, 2.1절에서는 기본이론과 2.2절에서는 예측식에 대해 기술하였다.

2.1.1 섬유강화 복합재료 라미나의 응력-변형률 관계식

응력, 변형률 및 탄성계수의 관계는 식 (1)과 같이 나타내어진다.

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

여기서 응력 σ_{mn} , 변형률 ϵ_{pq} 은 2차 텐서, 재료의 탄성계수 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 하더라도 C_{mnpq} 의 행렬과 같아진다. 그러나 물리적인 이해와 공학적인 편의성을 위해 텐서표기를 식 (2)와 같이 Voigt notation을 이용하여 나타낸다.

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

여기서 σ_i , ϵ_j 는 각각 벡터 형태로 축약된 응력, 변형률을 나타내며, C_{ij} 는 2차 텐서 형태로

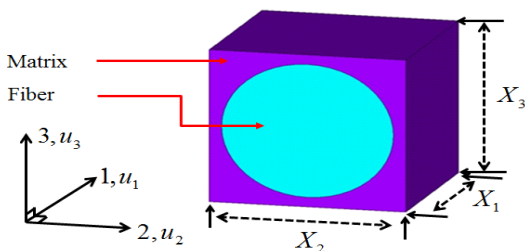


그림 1. Schematic View of RVE for Fiber-Reinforced Plastic Lamina

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. 특히, 이중에 재료의 변형률은 하중과 온도, 수분변화에 따라 아래의 식 (3)과 같이 표현된다.

$$\epsilon_i = S_{ij} \sigma_j + \alpha_i \Delta T + \beta_i \Delta M \quad (i, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6) \quad (3)$$

여기서 S_{ij} 는 컴플라이언스, α_i 는 열팽창계수, β_i 는 수분팽창계수, ΔT 는 온도변화, ΔM 는 수분의 변화를 나타낸다.

일반적인 복합재료의 경우에 독립인 열팽창계수는 6개이며, 직교이방성(Orthotropic)의 대칭성을 갖는 경우 3개, 그림 1과 같이 가로등방성을 갖는 경우 2개이며, 직교등방성(Cubic), 등방성을 갖는 경우에는 1개를 갖는다[11]. 그러므로 본 연구에서 고려하는 그림 1과 같은 섬유강화 복합재료의 경우에는 독립인 열팽창계수는 2개이며 α_1 , α_2 , $\alpha_3(= \alpha_2)$, $\alpha_4(= 0)$, $\alpha_5(= 0)$, $\alpha_6(= 0)$ 와 같이 표현된다.

2.1.2 등가 열팽창계수 예측식

2.1.2.1 체적기반 혼합법

복합재료의 등가열팽창계수를 예측하는 방법은 섬유와 기지가 특정방향으로 잘 정렬되어있다고 가정한 Voigt와 Reuss에 의한 혼합법칙이 널리 사용되어왔다[12].

$$\text{Voigt: } \alpha_{eq} = v_f \alpha_f + v_m \alpha_m \quad (4)$$

$$\text{Reuss: } \frac{1}{\alpha_{eq}} = \frac{v_f}{\alpha_f} + \frac{v_m}{\alpha_m} \quad (5)$$

여기서, f는 섬유, m은 기지를 가리키며, α 는 체적비, M은 재료의 물성을 가리킨다. 통상 섬유방향의 열팽창계수 α_1 는 Reuss 혼합법칙, 가로방향의 열팽창계수 α_2 는 Voigt 혼합법칙으로 유도한다. α_1 는 체적기법 혼합기법만으로도 잘 예측되나

α_2 는 정확도가 떨어지는 것으로 알려져 있다[8].

2.1.2.2 Scharpery의 예측식과 Chamberlain의 예측식

Scharpery, Chamberlain등은 예측정확도를 개선하기 위해서 열탄성 에너지 보존법칙에 기반하여 식(6) 및 식(7)과 같은 새로운 예측식을 제안하였다[13].

$$\alpha_1 = \frac{E_1^f \alpha_1^f V_f + E^m \alpha^m V_m}{E_1^f V_f + E^m V_m} \quad (6)$$

$$\alpha_2 = (1 + \nu_1^f) \alpha_2^f V_f + (1 + \nu^m) \alpha^m V_m - \alpha_1 (\nu_1^f V_f + \nu^m V_m) \quad (7)$$

Chamberlain은 Scharpery의 예측식의 정확도를 높이기 위해서 식(8)과 같이 α_2 를 새롭게 제안하였다[14].

$$\alpha_2 = \alpha_m + \frac{2(\alpha_{f2} - \alpha_m) V_f}{\nu_m (F - 1 + V_m) + (F + V_f) + \frac{E_m}{E_{f1}} (1 - \nu_{f12})(F - 1 + V_m)}$$

$$\text{with } F = 0.9069 \text{ for hexagonal packing, } \quad (8)$$

$$0.7854 \text{ for square packing}$$

2.1.2.3 Rosen 및 Hashin의 예측식

현존하는 예측식 중의 Rosen 및 Hashin의 식 [15]은 해석적으로 도출되어 가장 정확도가 높은 것으로 알려져 있다. 수식 (9), (10)에 나타내었다. 그러나, 등가열팽창계수를 구하기 전에 등가탄성계수를 구해야 하는 번거로움과 수식이 난해한 단점이 있어 사용하기 까다롭다. 이와 관련된 고찰은 Karadeniz 논문에서 잘 나타나 있다[8].

$$\alpha_1 = \hat{\alpha}_1 + (S_{11} - \hat{S}_{11})[(\alpha_{f1} - \alpha_{m1})P_{11} + (\alpha_{f2} - \alpha_{m2})2P_{12}] + (S_{12} - \hat{S}_{12})[(\alpha_{f1} - \alpha_{m1})2P_{12} + (\alpha_{f2} - \alpha_{m2})2(P_{12} + P_{23})] \quad (9)$$

$$\alpha_2 = \hat{\alpha}_2 + (S_{11} - \hat{S}_{12})[(\alpha_{f1} - \alpha_{m1})P_{11} + (\alpha_{f2} - \alpha_{m2})2P_{12}] + (S_{22} - \hat{S}_{22})[(\alpha_{f1} - \alpha_{m1})P_{12} + (\alpha_{f2} - \alpha_{m2})(P_{22} + P_{23})] + (S_{23} - \hat{S}_{23})[(\alpha_{f1} - \alpha_{m1})P_{12} + (\alpha_{f2} - \alpha_{m2})(P_{22} + P_{23})] \quad (10)$$

여기서,

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}, \quad S_{22} = S_{33} = \frac{1}{E_2},$$

$$S_{12} = S_{13} = \frac{-\nu_{12}}{E_1}, \quad S_{23} = \frac{-\nu_{23}}{E_2}$$

$$P_{11} = \frac{A_{22}^2 - A_{23}^2}{\text{Det}A}, \quad P_{13} = P_{12} = \frac{A_{12}A_{23} - A_{12}A_{22}}{\text{Det}A},$$

$$P_{33} = P_{22} = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{\text{Det}A}, \quad P_{23} = \frac{A_{12}^2 - A_{11}A_{23}}{\text{Det}A},$$

또한, $A_{ab} = S_{fab} - S_{mab}$, $\text{Det}A = A_{11}(A_{22}^2 - A_{23}^2) + 2A_{12}(A_{12}A_{23} - A_{12}A_{22})$ 이다. 아울러 $\hat{}$ 기호로 표기된 부분은 체적 평균을 의미하며 아래의 수식 (11)로 표기된다.

$$\hat{p} = p_f \nu_f + p_m \nu_m \quad (11)$$

2.2 전산 균질화 기법을 이용한 등가 열팽창계수 예측

2.2.1 전산 균질화 기법

전산 균질화 기법에서는 먼저 그림 2과 같이 전체복합재료에서 대표성을 갖는 RVE를 선정하며 유한요소 모델링을 수행하고 여기에 적절한 경계조건을 가하여 응력해석을 수행한다. 본 논문에서 사용한 방법은 Islam과 Karadeniz가 제안한 등가열팽창계수 예측기법으로 변형전후의 RVE의 길이 변화를 이용해서 등가 열팽창계수를 계산하는 방법이다. 단, Islam은 2차원 평면변형을 조건에 PBC를 부여하였으며, Karadeniz는 PBC대신 Ansys에서 지원하는 일정변위경계조건

을 부여하였다.

가장 큰 특징은 단순히 유한요소모델링을 수행한 후에 대표체적에 주기적 변형 경계조건을 부여하고 초기 온도와 최종온도를 부여하여 온도 차이 ΔT 를 부여하는 것이다. 이렇게 주기적 변형 경계조건을 주면 그림 3과 같이 변형전과 변형 후의 대표체적의 경계가 일정하게 유지되기 때문에 하나의 대표체적만으로도 여러 개의 대표체적을 붙여놓은 것과 같은 효과가 있어 경계조건이 해석결과에 미치는 효과가 최소화된다. 아울러 변위적합조건(Compatibility)도 쉽게 만족하는 것으로 알려져 있다[16]. 또한 다른 전산 균질화 기법에 비해 등가 탄성계수를 구할 필요도 없기 때문에 훨씬 간단하다[9,15]. 여기에, 대표체적에 수분변화와 특별한 외력이 없는 경우에 변형률과 열팽창계수의 관계는 식 (12)와 같이 간략화 되며, 대표체적의 i 축의 변형 전 길이 X_i 과 변위 ΔX_i 를 계산하여 식(12)와 (13)을 이용해서 열팽창계수를 도출할 수 있다.

$$\epsilon_i = \alpha_i \Delta T = \frac{\Delta X_i}{X_i} \quad \text{with } (i = 1, 2, 3) \quad (12)$$

$$\alpha_i = \frac{\Delta X_i}{X_i \Delta T} \quad (13)$$

2.2.2 주기적 변위경계조건

앞서 언급하였듯이 해석을 위해 아래의 수식 (14)~(16)과 같이 마주보는 두면의 주기적 변위경계조건을 부여하였다. 아울러 강체변위를 구속시키기 위한 추가적으로 변위경계조건을 부여하였다.

$$u_1|_{FRONT} - u_1|_{BACK} = \langle \epsilon_{11} \rangle X_1 \quad \text{for } \langle \epsilon_{11} \rangle \quad (14)$$

$$u_2|_{RIGHT} - u_2|_{LEFT} = \langle \epsilon_{22} \rangle X_2 \quad \text{for } \langle \epsilon_{22} \rangle \quad (15)$$

$$u_3|_{TOP} - u_3|_{BOTTOM} = \langle \epsilon_{33} \rangle X_3 \quad \text{for } \langle \epsilon_{33} \rangle \quad (16)$$

계산의 편의를 위해 RVE의 모든 변의 길이 X_1, X_2, X_3 를 각각 1.0으로 두었으며, 온도차이 ΔT 도 1.0°C로 하였다.

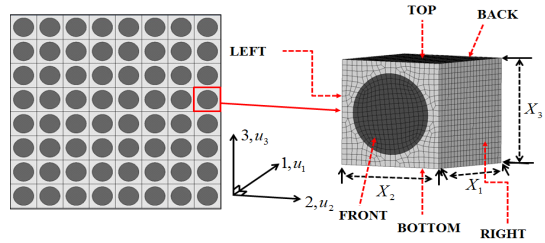


그림 2. RVE Selection & Finite Element Mesh

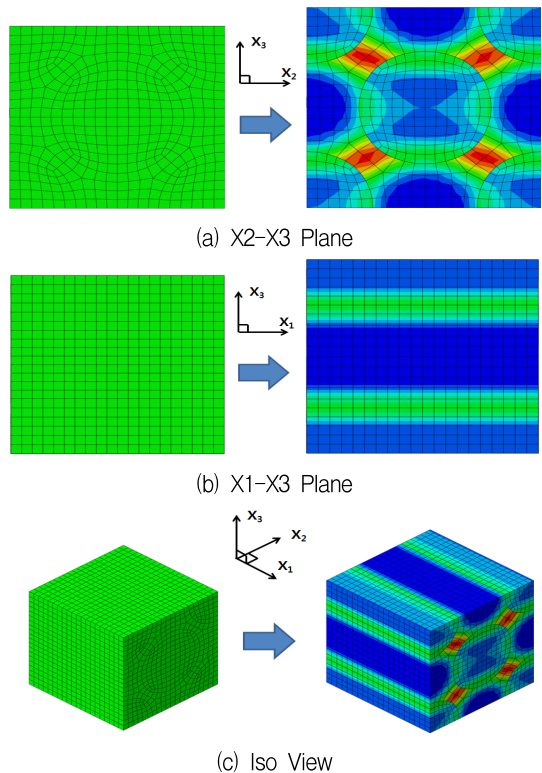


그림 3. Undeformed and Deformed Shape of RVE due to Thermal Expansion

2.2.3 열팽창계수 예측결과 비교

열팽창계수 예측결과와의 비교를 위해서 본 논문에서 사용한 3가지 복합재료의 물성을 표 1과 같이 나타내었다. 섬유재료 중에서 Glass는 등방성, P75, P100은 가로등방성을 갖는다. 모든 지지재료는 등방성을 갖는다.

표 1. Material Properties of Fiber & Matrix

Fiber	Glass Fiber (Isotropic)	P75 (Transversely Isotropic)	P100 (Transversely Isotropic)
E1 (GPa)	72.0	550.40	796.63
E2 (GPa)	= E1	9.52	7.24
G12 (GPa)	=0.5E1/(1+ν12)	6.9	6.9
ν12	0.2	0.2	0.2
ν23	=ν23	0.4	0.4
α_1 (10 ⁻⁶ /°C)	5.0	-1.35	-1.40
α_2 (10 ⁻⁶ /°C)	= α_2	6.84	6.84
Matrix	Epoxy	Epoxy930	2024 Al.
E (GPa)	3.5	4.35	73.11
ν	0.35	0.37	0.33
α (10 ⁻⁶ /°C)	52.5	43.92	23.22

2.2.3.1 Glass Fiber/Epoxy 복합재료

그림 4와 그림 5에 나타나듯이 Glass Fiber/Epoxy 복합재료의 경우 Longitudinal 방향은 Reuss 혼합법칙을 제외하고는 모두 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Transverse 방향의 경우 Schapery와 전산균질화기법을 이용한 예측법이 정확한 것을 확인할 수 있다.

2.2.3.2 P75/930 복합재료

그림 6과 그림 7에 나타나듯이 P75/930재료의 경우 Longitudinal 방향은 Reuss 혼합법칙을 제외하고는 모두 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Transverse 방향의 경우 Schapery, Rosen-Hashin 과 전산균질화기법을 이용한 예측법이 정확한 것을 확인할 수 있다.

2.2.3.3 P100/2024 Aluminum 복합재료

그림 8과 그림 9에 나타나듯이 P100/2024 Aluminum 복합재료의 경우 Longitudinal 방향은 Reuss 혼합법칙을 제외하고는 모두 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Transverse 방향의 경우

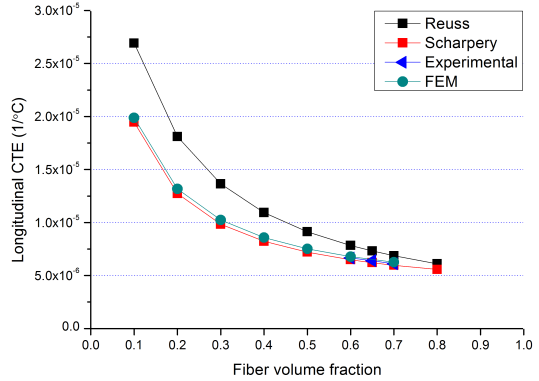


그림 4. Comparison of CTE in Longitudinal Direction for Glass/Epoxy Composite

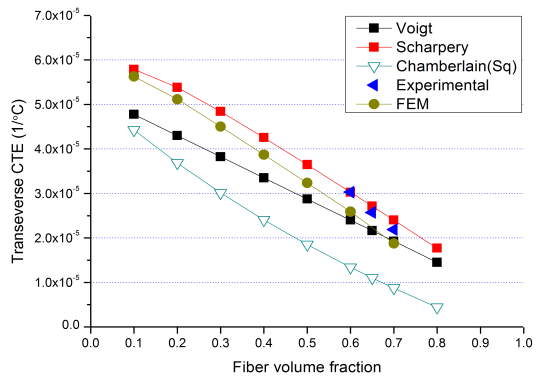


그림 5. Comparison of CTE in Transverse Direction for Glass/Epoxy Composite

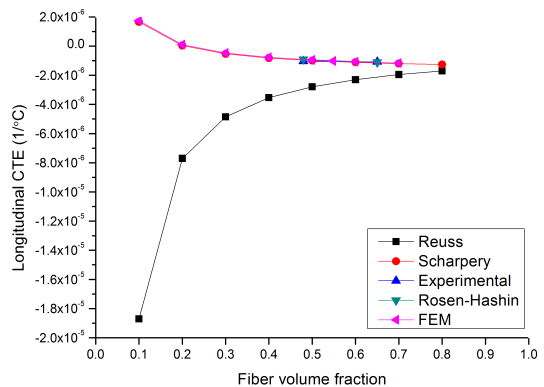


그림 6. Comparison of CTE in Longitudinal Direction for P75/930 Composite

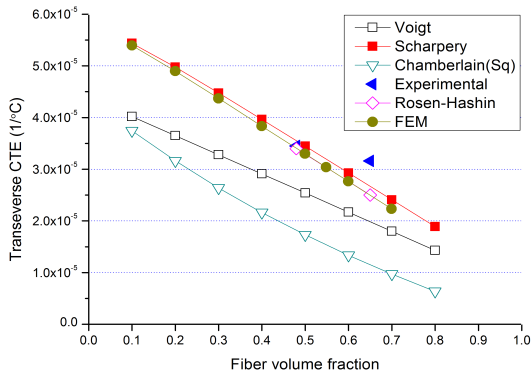


그림 7. Comparison of CTE in Transverse Direction for P75/930 Composite

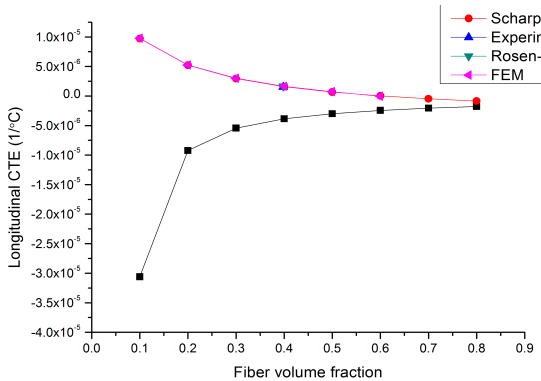


그림 8. Comparison of CTE in Longitudinal Direction for P100/2024 Aluminum Composite

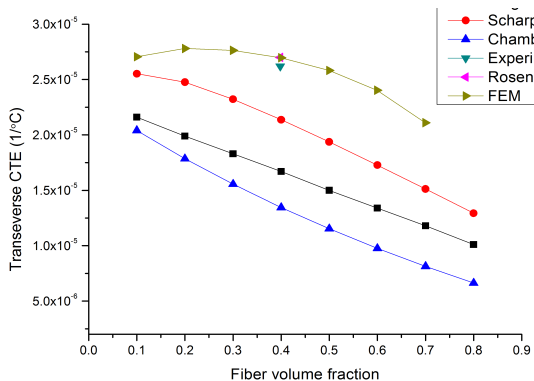


그림 9. Comparison of CTE in Transverse Direction for P100/2024 Aluminum Composite

전산균질화기법, Rosen- Hashin기법을 이용한 예측법이 정확한 것을 확인할 수 있다. Schapery의 식은 Aluminum처럼 기지의 재료가 강한 경우에는 그 식이 유효하지 않음을 보여준다.

2.2.3.4 M55J/M18 복합재료

지구관측 저궤도 위성 사업에 사용되는 M55J 탄소섬유 복합재료 라미나의 등가물성예측을 다양한 방법으로 시도하였다. 섬유체적비는 60%를 가정하였으며, 사용한 탄소섬유 M55J 및 기지재료 M18의 물성은 표 2와 같다. 표 2의 데이터를 근간으로 표 3에 복합재료 등가물성 라미나의 예측결과를 기술하였다. 표 3에 나타나듯이 E11과 같은 주방향 성분을 제외한 가로방향 물성치 E22, v23, G12가 큰 차이를 보이는 것을 알 수 있다. 그러나 전산 균질화 기법을 통해서 구한 복합재료 라미나의 물성치가 서로 잘 일치하는 것을 확인할 수 있으며, 다른 방법으로 구한 예측방법에 비해 훨씬 정확할 것으로 추정된다. 또한 열팽창계수는 RVE 종류에 관계없이 일정한 것을 확인하였다.

표 2. Material Property of M55J and M18

Fiber	M55J (Transversely Isotropic)	Remark
E1 (GPa)	540.00	[17]
E2 (GPa)	6.8	
G12 (GPa)	16	
G23 (GPa)	3.529	
v12	0.2	
α_1 (10-6/oC)	-1.10	[17]
α_2 (10-6/oC)	2.0	
Matrix	Epoxy	
E (GPa)	4.2	[18]
v	0.4	[18]
α (10-6/oC)	55.0	[18]

표 3. Prediction of Material Properties of M55J/M18 Lamina

	ROM	Halpin in-tsay(hexa) / Schapery	Halpin in-tsay(square) / Schapery	RVE (HEXA)	RVE (SQUARE)
E11 (GPa)	326	326	326	325	325
E22 (GPa)	6.0	6.42	5.68	7.18	7.32
E33 (GPa)	=E2	=E2	=E2	=E2	=E2
ν_{12}	0.27	0.27	0.27	0.277	0.2762
ν_{13}	= ν_{12}	= ν_{12}	= ν_{12}	= ν_{12}	= ν_{12}
ν_{23}	0.31	0.40	0.24	0.4008	0.3898
G12 (GPa)	3.71	7.93	5.86	5.78	6.30
G13 (GPa)	=G12	=G12	=G12	=G12	=G12
G23 (GPa)	2.29	2.29	2.29	2.44	2.33
α_{11} (PPM)	-1.8600	-0.8106	-0.8106	-0.7513	-0.7481
α_{22} (PPM)	23.200	32.450	32.450	33.549	33.549
α_{33} (PPM)	23.200	32.450	32.450	33.549	33.549

2.3 별추적기 열지향오차 해석

유한요소법 기반 전산 균질화 기법을 이용해서 예측된 섬유강화 복합재료 라미나의 등가 열팽창계수를 이용해서 인공위성에서 사용될 별추적기 지지구조물의 열지향오차 해석을 수행하였다.

별추적기 지지구조물의 유한요소 모델은 그림 10과 같다. 그림에서 1, 2, 3은 별추적기 무게중심의 위치이다. 복합재료는 표 2에 나타난 M55J 탄소섬유, M18기지 단일 적층판으로 섬유체적비는 60 %를 가정하였다. 복합재료가 적용된 패널은 허니콤은 Hexel사의 8.1PCF-1/8-5056-0007P 30mm와 양면에 [0/45/-45/90]_s로 적층된 복합재료를 채택하였다. 스트럿은 [0/45/-45/90]_s로 적층된 복합재료를 적용하였다. 열지향오차해석은 별추적기 지지구조물에 25도의 온도변화를 부여하였고, 혼합기법을 제외한 4가지 검증방법을 이용해 구한 물성치를 열지향오차해석에 적용하였다.

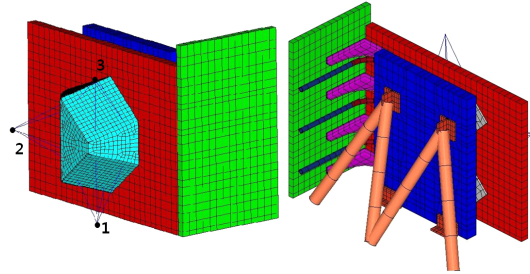


그림 10 별추적기 지지구조물 유한요소모델

표 4 다양한 예측기법에 따른 조준선(LOS) 비교

		Halpin-tsay(hexa) / Schapery	Halpin-tsay(square) / Schapery	RVE (HEXA)	RVE (SQUARE)
1	LOS _x	8.5831E-04 (0.03 %)	8.5823E-04 (-0.03 %)	8.5803E-04 (-0.002 %)	8.5801E-04 (-)
	LOS _y	-4.2586E-03 (-27.08 %)	-4.6141E-03 (-37.69 %)	-3.4830E-03 (-3.93 %)	-3.3511E-03 (-)
	LOS _z	-1.9398E-04 (-0.46 %)	-1.9627E-04 (-1.65 %)	-1.9364E-04 (-0.29 %)	-1.9308E-04 (-)
2	LOS _x	-1.0974E-04 (0.04 %)	-1.0994E-04 (-0.13 %)	-1.0982E-04 (-0.03 %)	-1.0979E-04 (-)
	LOS _y	-2.9711E-03 (-43.81 %)	-3.3259E-03 (-60.98 %)	-2.1976E-03 (-6.37 %)	-2.0660E-03 (-)
	LOS _z	-4.7756E-05 (-4.81 %)	-5.0545E-05 (-10.93 %)	-4.6307E-05 (-1.63 %)	-4.5566E-05 (-)
3	LOS _x	-1.2498E-03 (-0.10 %)	-1.2504E-03 (-0.15 %)	-1.2488E-03 (-0.01 %)	-1.2486E-03 (-)
	LOS _y	-1.6163E-03 (-127.15 %)	-1.9707E-03 (-176.96 %)	-8.4304E-04 (-18.48 %)	-7.1155E-04 (-)
	LOS _z	-1.0253E-04 (-0.34 %)	-1.0463E-04 (-2.40 %)	-1.0268E-04 (-0.49 %)	-1.0218E-04 (-)

2.3.1 해석 결과

열지향오차 해석 결과를 표4에 나타내었다. Longitudinal 방향과 Transverse 방향이 모두 잘 맞는 RVE(square)을 기준으로 해석 결과를 비교하였고, 별추적기 무게중심에서 조준선(Line of Sight, LOS)을 확인하였다. LOS_x의 경우 모든 별추적기에서 1 %내로 변화가 거의 없는 것을 확인할 수 있었다. LOS_y, LOS_z의 경우 모든 별추적기에서 큰 차이를 보였으며, 특히 LOS_y에서 RVE (square)에 대비 최대 177 %까지 큰 차이를 보이는 것을 확인할 수 있었다. 이렇게 큰 차이를 보이는 이유는 라미나에서 물성치의 차이가

작게 나타라도 적층된 복합재의 물성치에서 차이가 커지며, 유한요소 모델에 적용했을 때 복합적인 요인으로 차이가 더 커지게 되는 것으로 판단된다.

3. 결 론

본 논문에서는 다양한 열팽창계수 예측기법을 사용해서 섬유강화 복합재료 라미나의 등가 열팽창계수 예측을 수행하였다. 다양한 시험결과와 비교한 결과 Rosen-Hashin 기법과 전산균질화 기법의 해가 동일함을 하며, 시험결과와도 잘 일치하는 것을 확인하였다. 그러나 Rosen-Hashin은 해석적인 해로부터 유도되었기 때문에, 그 결과를 얻기 위해서는 복잡한 수식을 거쳐야 한다. 그에 반해 전산균질화 기법에서는 단순히 대표체적만 있으면 그 결과를 손쉽게 예측할 수 있으므로, 다양한 재료의 구성을 갖는 복합재료의 경우 손쉽게 등가 열팽창계수를 얻을 수 있음을 확인하였다. 또한, 지구관측 저궤도위성 개발에 사용되는 M55J/M18 복합재료 라미나의 등가물성의 예측을 수행 하였고, 이를 별추적기 지지구조물에 적용하여 열지향오차를 해석해 보았다. 해석 결과 전산균질화 기법의 예측결과 대비 최대 177% 가량 차이가 있음을 확인하였으며, 열팽창계수 차이가 열지향오차 해석결과에 큰 영향을 끼치는 것을 확인하였다. 추후 시편시험과 병행하여 예측된 결과를 검증 및 보정하고자 한다.

참 고 문 헌

1. Son, T.-J., Na, K.-S., Kim, J.-W., Lim, J.H., and Kim, K.-W., "Design of a Structural Model for Korean Lunar Explorer," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No.5, 2013, pp. 366-372.
2. Kim, G.-S., "A Study on Thermal Vibration of Satellite with Multiple Flexible Appendage", Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical Engineering, Chungnam National University.
3. Nam, Y.-S., Oh, M. W., Kim, K.-S., and Cho, J.-Y., "Prediction of Thermal Expansion Coefficients for Fiber-Reinforced Composite by Direct Numerical Simulation," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No.9, 2007, pp. 771-777.
4. Kim, M.-J., Park, S.-H., Park, J.-S., Lee, W.-I., Kim, M.-S., "Micro-mechanical Failure Prediction and Verification for Fiber Reinforced Composite Materials by Multi-scale Modeling Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No.1, 2013, pp. 17-24.
5. Islam, M.D. R., Sjöling, S. G., and Pramila, A., "Finite Element Analysis of Linear Thermal Expansion Coefficients of Unidirectional Cracked Composites," Vol. 35, 2011, pp. 1764-1775.
6. 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.
7. Ha, S.-K., Jin, K.-K., and Huang, Y., "Micro-Mechanics of Failure(MMF) for Continuous Fiber Reinforced Composite," *Journal of Composite Materials*, Vol. 42, No. 18, 2008, pp. 1873-1895.
8. Karadeniz, Z. H., Kumlutas, D., "A Numerical Study on the coefficients of thermal expansion of fiber reinforced composite materials," *Composite Structures*, Vol. 78, 2007, pp. 1-10.
9. Yu, W., and Tang, T., "A Variational Asymptotic Micromechanics Model for Predicting thermoelastic properties of heterogeneous material," *International*

- Journal of Solid and Structures, Vol. 44, 2007, pp. 7510-7525.
10. Srisuk, N., "A micromechanical Models of Thermal Expansion Coefficients in Fiber Reinforced Composites", Master Thesis, Department of Aerospace Engineering, The University of Texas at Arlington.
 11. NYE, J. F., Physical Properties of Crystals, Oxford Science Publications, 1985
 12. Lee, D.-G., Jeong, M.-Y., Choi, J.-H., Jeon, S.-S., Jang, S.-H., and Oh, J.-H., Composite Materials, Hong-Reung Science Publications, 2007
 13. Schapery, R.A., "Thermal Expansion Coefficients of Composite Materials based on Energy Principles", Journal of Composite Materials, Vol. 2, No. 3, 1968, pp. 380-404.
 14. Chamberlain, N.J., "Derivation of Expansion Coefficients for a Fibre Reinforced Composite", BAC Report, SON(P), 33.
 15. Rosen, BW, and Hashin, Z, "Effective Thermal Expansion Coefficients and Specific Heats of Composite Materials", International Journal of Engineering and Science, Vol. 8, 1970, pp. 157-173.
 16. Li, S. and Wang, G., "Introduction to Micromechanics and Nanomechanics," World Scientific Pub., 2008
 17. Toray Industries, Inc., <http://www.torayca.com/en/index.html>, 2014.
 18. Hexcel Corporation, <http://www.hexcel.com>, 2014.