

모델 단순화에 의한 CFRP 복합 구조물의 유효 열전도율 추출 방법 연구

김 동 건,¹ 한 국 일,¹ 최 준 혁,¹ 이 장 준,² 김 태 국*¹

¹중앙대학교 기계공학부

²한국항공우주연구원 위성 열/추진팀

STUDY ON A EFFECTIVE THERMAL CONDUCTIVITY OF THE CFRP COMPOSITE STRUCTURE BY A SIMPLIFIED MODEL

D.G. Kim,¹ K.I. Han,¹ J.H. Choi,¹ J.J. Lee² and T.K. Kim*¹

¹Dept. of Mechanical Engineering, Chung-Ang Univ.

²Thermal/Propulsion Dept., Korea Aerospace Research Institute Satellite

The thermal balance test in vacuum chamber for satellite structures is an essential step in the process of satellite development. However, it is technically and economically difficult to fully replicate the space environment by using the vacuum chamber. To overcome these limitations, the thermal analysis through a computer simulation technique has been conducted. The CFRP composite material has attracted attention as satellite structures since it has advantages of excellent mechanical properties and light weight. However, the nonuniform nature of the thermal conductivity of the CFRP structure should be noted at the step of thermal analysis of the satellite. Two different approaches are studied for the thermal analyses; a detailed numerical modeling and a simplified model expressed by an effective thermal conductivity. In this paper, the effective thermal conductivities of the CFRP composite structures are extracted from the detailed numerical results to provide a practical thermal design data for the satellite fabricated with the CFRP composite structure. Calculation results of the surface temperature and the thermal conductivities along x, y, z directions show fairly good agreements between the detailed modeling and the simplified model for all the cases studied here.

Key Words : 탄소섬유강화플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastics), 복합 구조물(Composite Structure), 유효 열전도율(Effective Thermal Conductivity), 복사열교환(Radiative Heat Exchange)

1. 서 론

진공 상태의 우주 공간에서 임무를 수행하는 인공위성은 극한의 고온, 저온 환경에 노출된다. 인공위성을 구성하는 장비는 각각의 운용 허용 온도를 가지기 때문에 이를 벗어나지 않는 열설계가 필수적이다. 여기에는 태양의 복사에너지와 같은 외부 열원뿐만 아니라 장비 자체로부터의 발열량 등을 종합적으로 고려하여 열적 안정성 및 신뢰성의 확보가 요구된다. 이를 위해 위성 본체 개발 과정에 있어 위성 구조물에 대

한 열진공/열평형 시험은 필수적인 절차로 여겨지고 있다. 그러나 우주 환경을 완벽하게 모사하는 것은 기술적, 경제적으로 대단히 어려운 일이므로 시험의 시간적, 경제적인 제약을 보완하기 위해 사전에 열해석 시뮬레이션을 수행한다[1].

근래의 인공위성은 발사 비용 및 개발 비용의 절감을 위해 소형화, 경량화 요구가 증가되고 있다. 여기에 발맞추어 우리나라에서도 최근 개발 중인 위성의 구조체로 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics) 복합 구조물을 채택하였다. CFRP 복합 구조물은 탄소섬유 강화플라스틱 판재(facesheet)와 알루미늄 허니컴 심재(honeycomb core)로 구성되어있으며 기존의 알루미늄 구조물에 비해 가볍고 강성이 강한 우수한 기계적 특성을 지니고 있다. 그러나 특정 방향에 대한 열전도율이 매우 작으므로 위성에 작용되는 열량을 외부로 방열해야하는 등의 열설계/열해석 관점에서 기존의 방법과 다르게 특별히 다뤄야

Received: September 16, 2015, Revised: November 30, 2015,
Accepted: November 30, 2015.

* Corresponding author, E-mail: kimtk@cau.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksfce.2015.20.4.063>

© KSCFE 2015

할 필요가 있다[2,3].

CFRP 복합 구조물로 구성된 위성체의 열해석을 수행하기 위해서는 먼저 구조물에 대한 모델링을 만들고 이에 대한 열적 특성을 반영할 수 있는 열물성치와 우주 환경을 모사할 수 있는 해석 조건을 입력해야 한다. 여기에 이용되는 모델링은 CFRP 복합 구조물을 있는 그대로 상세하게 모사하는 상세 모델링, 복합 구조물의 특성을 모두 반영하여 간단한 형태로 나타내는 단순 모델링으로 나눌 수 있다. 상세 모델링의 경우 재료의 열물성치를 직접적으로 입력하여 비교적 정확한 해석 결과를 얻을 수 있지만 노드 수가 상대적으로 매우 많고, 복잡한 구조 내에서의 전도, 복사열전달 영향을 모두 고려해야하므로 해석에 많은 시간이 요구된다. 단순 모델링의 경우 노드 수가 상대적으로 적고 구조 또한 간단하게 표현되기 때문에 계산 시간이 적게 소요되어 더욱 다양한 조건에 대한 해석이 가능한 장점이 있지만 그 정확성은 상대적으로 떨어지는 측면이 존재한다. 실제 위성체의 열해석은 CFRP 복합 구조물 외의 다양한 부품과 장비를 함께 모델링하여 이루어지며, 급격하게 변화하는 외부 환경 및 위성 기능 수행 중의 발열 상태를 종합적으로 고려한다. 만일 모든 구조물을 있는 그대로 모사할 경우 다양한 조건에 대한 시뮬레이션은 시간적, 경제적으로 제약을 받는 것이 불가피하다. 따라서 열해석 시간을 감소시키면서도 계산의 정확도는 일정 수준 확보하는 단순화 기법이 요구된다. 단순화 과정에는 구조적 특징으로 인해 발생하는 열적 특성을 반영할 수 있는 유효 열전도율의 추출 과정이 필수적이다. 그러나 이와 같은 유효 열전도율을 이용한 CFRP 복합 구조물의 단순화 기법에 대한 국내 연구 사례는 아직 없으며, 국외에서도 공개되지 않는 자료로써 자체적인 연구와 검증이 필요한 실정이다[4].

본 논문에서는 CFRP 복합 구조물 열해석 과정에서 이용하는 유효 열전도율 추출을 위한 모델링 단순화 기법의 효과와 그 적용 가능성을 확인하였다. 이를 위해 CFRP 복합 구조물의 실제 형태, 수치를 기반으로 한 상세 모델링, 이를 상대적으로 단순하여 나타낸 모델링에 대해 동일한 조건에서 열해석 수행 후 각각에 대한 유효 열전도율을 추출하여 그 결과를 비교, 분석하였다. 이를 통해 CFRP 복합 구조물에 대한 유효 열전도율 추출 시 간략화된 모델링을 이용해 정확성을 확보하면서도 시간적, 경제적 한계에서 벗어나 더욱 다양한 환경에서의 열해석을 수행할 수 있는 기반 기술을 마련하고자 한다.

2. CFRP 복합 구조물 모델링

CFRP 복합 구조물은 면재와 심재로 구분되며, 상판과 하판은 CFRP 면재로 구성되어 있으며, 심재는 벌집 형태의 허

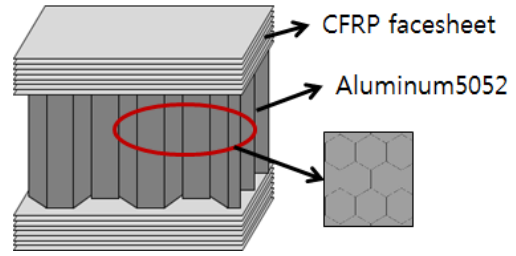


Fig. 1 A concept of the CFRP composite structure detail model

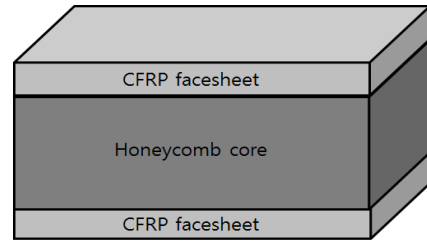


Fig. 2 A concept of the CFRP composite structure simple model

니컴 구조로 이루어져 있다. 본 연구에서는 CFRP 복합 구조물에 대한 2가지 형태의 모델링을 준비하였으며, Fig. 1과 같이 CFRP 복합 구조물의 면재와 심재의 구조를 상세하게 나타낸 모델과, Fig. 2와 같이 면재와 심재의 구조를 상대적으로 단순화한 모델을 이용하였다.

2.1 Detail model

Detail model은 Fig. 1과 같이 CFRP 면재의 적층구조를 반영하기 위해 상판과 하판을 8개의 층으로 구성하였으며, 심재를 실제 구조와 동일하게 육각형 형태로 구현하여 면재 내부에서 복사열교환이 고려되도록 모델링했다. CFRP 복합 구조물 패널은 약 가로 200 mm, 세로 200 mm, 높이 30 mm 크기로 생성하였으며, 258,241개의 격자로 구성되어 있다.

알루미늄 재료로 구성되어 등방성의 열전도율이 적용되는 심재와는 달리 M55J CFRP 면재는 탄소 섬유 구조를 갖고 있어 평면 방향과 깊이 방향에 대해 다른 열전도 특성을 나타낸다. 이를 반영하기 위해 방향별로 다른 열전도율을 적용해야 하며, 열해석을 위해 고려되는 재료의 열전도율은 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Conductivities of the CFRP composite materials[1]

Material	Conductivity[W/m-K]		
	k_x	k_y	k_z
M55J CFRP facesheet	27.7	27.7	1.0
Aluminum 5052	138.5		

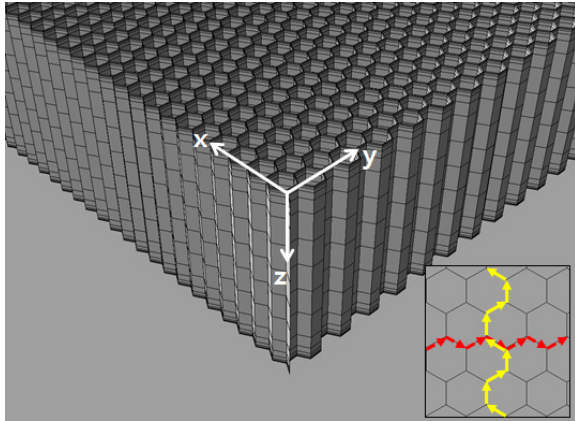


Fig. 3 The diagram of conductive heat transfer of the honeycomb core

2.2 Simple model

Simple model은 Fig. 2와 같이 총 3개의 layer로 구성되어 있다. CFRP 면재는 detail model에 비해 단순화 시켜 적층 과정을 생략하여 한 개의 층으로 구성하였으며, 허니컴 구조를 내부가 짝 차있는 한 개의 층으로 구성하였다. Simple model에서는 detail model에서 고려되는 심재 내부에서의 열교환이 무시된다. 모델링의 크기는 detail model과 동일하며, 27,594개의 격자로 detail model에 비해 1/10 이하의 격자수로 구성되어 있다.

CFRP 복합 구조물의 표면온도를 계산하기 위해서는 재질 물성치 및 표면 물성치가 필요하다. 심재를 실제 허니컴 구조로 제작한 detail model의 경우 알루미늄5052 재질의 열물성치를 적용할 수 있지만, 심재를 하나의 layer로 구성한 모델링의 경우에는 허니컴 구조 형태로 인해 각 방향별 물성치를 다르게 적용해야한다. 따라서 각 방향별로 적용되는 물성치를 열전달의 유효 열전도율(effective thermal conductivity) 계산 수식을 이용하여 계산하였으며, 이를 적용하여 열해석을 수행하였다. 심재의 각 방향에 대한 열전달의 유효 열전도율 계산 수식은 다음과 같다[1,5].

$$\begin{aligned} \bar{k}_y &= 3k_{al}\delta/2S \\ \bar{k}_x &= k_{al}\delta/S \\ \bar{k}_z &= 8k_{al}\delta/3S \end{aligned} \tag{1}$$

Table 2 Effective conductivities of the honeycomb core[1]

Material	Conductivity[W/m-K]		
	k_x	k_y	k_z
M55J CFRP facesheet	27.7	27.7	1.0
Honeycomb core(Simple model)	0.78	1.16	2.07

여기서, k_{al} 은 허니컴에 사용되는 알루미늄의 열전도율, δ 는 허니컴의 두께, S 는 허니컴을 구성하고 있는 셀의 크기를 의미한다. 본 논문에서는 허니컴의 두께를 약 0.018 mm, 허니컴 셀의 크기를 3.175 mm로 설정하여 계산을 수행하였으며, 계산결과를 Table 2의 honeycomb core(simple model)에 나타내었다. x, y, z 방향에 대한 설명은 Fig. 3에 나타내었다.

CFRP 면재로 구성되어 있는 상판과 하판의 열물성치는 detail model에 적용한 M55J CFRP facesheet 물성치를 이용한다.

3. 이론적 배경

3.1 표면온도 계산

본 연구에서는 표면온도를 계산하기 위해 3차원 열전달을 고려하여 계산할 수 있는 RadThermIR[6]을 이용하여 CFRP 복합 구조물의 열해석을 수행하였다.

표면온도 계산에 이용된 상용 S/W는 물체를 구성하고 있는 여러 개의 유한 요소들에 대해 전도, 대류, 복사 그리고 열원의 영향을 반영하여 표면온도를 계산하게 된다. 본 논문에서는 표면온도를 계산하기 위해 정상 상태(steady state)를 고려하였으며, 열물성치 추출의 편의를 위해 태양 및 대기과 같은 외부 영향은 없는 것으로 가정하였다. 이러한 가정을 포함하여 x, y, z 의 세 방향에 대한 3차원 열전도를 고려한 에너지 보존 방정식을 정리해 나타내면 다음과 같다[7].

$$\left[\frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \right] dV + Q_r = 0 \tag{2}$$

여기서, k 는 열전도율, T 는 물체의 온도, Q_r 은 복사열전달량을 의미한다. 복사열전달은 다음과 같은 수식으로 계산할 수 있다.

$$Q_r = \sum_{j=1}^N F_{ij} \epsilon_j \sigma A_i (T_i^4 - T_j^4) \tag{3}$$

여기서, A 는 각 격자의 표면적, ϵ 는 각각의 표면 방사율, σ 는 스테판-볼츠만 상수를 의미한다. j 는 내부의 경우에는 격자 i 와 마주보는 격자를, 외부의 경우에는 주변 환경을 의미한다. F_{ij} 는 격자 i 와 j 사이의 형상계수로써 격자 i 를 떠나는 복사에너지 중 임의의 격자 j 에 의해 차단되는 분율을 뜻하며 수식으로 나타내면 다음과 같다.

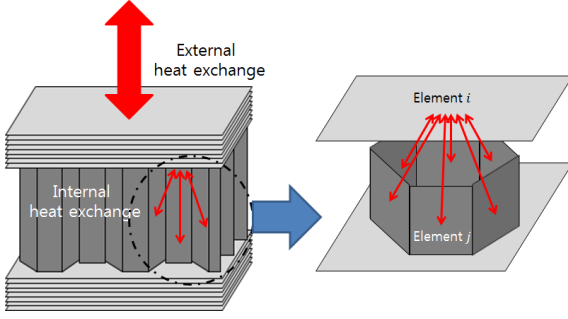


Fig. 4 A concept of heat exchange for the detail model

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (4)$$

여기서 θ 는 각 격자의 중심 간의 벡터와 격자의 표면 법선 간의 각도를 뜻하며, R 은 격자 간의 거리를 나타낸다.

Detail model은 Fig. 4와 같이 심체의 허니컴 구조로 인해 내부에서 복사열교환이 발생하며, 이를 고려하여 격자 i 에 대한 표면온도 계산 최종 수식은 다음과 같이 나타낼 수 있다 [6].

$$T_{i,d} = \frac{\left[\sum_{j=1}^{NRads} C_{ij} T_j + \sum_{k=1}^{NConds} C_{ik} T_k - \frac{\varepsilon_i A_i}{1 - F_{i-i}(1 - \varepsilon_i)} \sum_{j=1}^N \left((1 - \delta_{ij}) F_{i-j} \frac{1 - \varepsilon_j}{\varepsilon_j} \right) \frac{Q_j}{A_j} \right]}{\sum_{j=1}^{NRads} C_{ij} + \sum_{k=1}^{NConds} C_{ik}} \quad (5)$$

여기서, C_{ij} 는 복사항, C_{ik} 는 전도항이며, 다음과 같다.

$$\text{복사 : } \frac{\varepsilon_i A_i}{1 - F_{i-i}(1 - \varepsilon_i)} \sigma F_{i-j} (T_i^2 + T_j^2) (T_i + T_j) \quad (6)$$

$$\text{전도 : } \frac{k_{ik,d} A_{ik}}{L_{ik}} \quad (7)$$

여기서, $k_{ik,d}$ 는 i 격자와 k 격자 사이의 방향별 detail model에 적용되는 열전도율, A_{ik} 는 i 격자와 k 격자 사이의 접촉면적, L_{ik} 는 i 격자와 k 격자 사이의 거리를 의미한다. T_k 는 i 격자와 전도열전달이 이루어지는 격자의 온도를 의미하며, T_j 는 i 격자와 복사열교환을 하는 격자의 온도 또는 주변 환경 온도를 의미한다.

Simple model은 Fig. 5와 같이 심체의 허니컴 구조를 하나

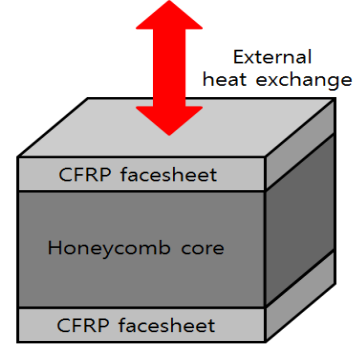


Fig. 5 A concept of heat exchange for simple model

의 층으로 고려하므로 내부에서 발생하는 복사열교환을 무시되며 외부 환경과의 열교환만 고려된다. 따라서, simple model에 대해서 격자 i 에 대한 표면온도 계산 최종 수식은 다음과 같이 요약할 수 있다.

$$T_{i,s} = \frac{\sum_{j=1}^{NRads} C_{ij} T_j + \sum_{k=1}^{NConds} C_{ik} T_k}{\sum_{j=1}^{NRads} C_{ij} + \sum_{k=1}^{NConds} C_{ik}} \quad (8)$$

여기서, C_{ij} 는 복사항, C_{ik} 는 전도항이며, 다음과 같다.

$$\text{복사 : } \frac{\varepsilon_i A_i}{1 - F_{i-i}(1 - \varepsilon_i)} \sigma (T_i^2 + T_{amb}^2) (T_i + T_{amb}) \quad (9)$$

$$\text{전도 : } \frac{k_{ik,s} A_{ik}}{L_{ik}} \quad (10)$$

여기서, $k_{ik,s}$ 는 i 격자와 k 격자 사이의 방향별 simple model에 적용되는 열전도율, T_{amb} 는 주변 환경 온도를 의미한다.

3.2 유효 열전도율 계산

CFRP 복합 구조물로 구성된 위성체의 열설계를 수행하기 위해서는 먼저 구조물에 대한 모델을 만들고 이에 대한 열해석을 실시한다. 인공위성에 대한 열해석을 CFRP 복합한 구조를 상세히 반영하여 수행할 경우 해석에 많은 시간이 요구된다. CFRP 복합 구조물에 대한 열해석을 단순화하기 위해서는 서로 다른 물성치를 가지는 다양한 재료로 구성된 CFRP 복합 구조물을 하나의 단순한 형태로 모델링하고 CFRP 복합 구조물을 대표할 수 있는 하나의 유효 열전도율을 적용하여 표면온도 계산을 수행해야 한다.

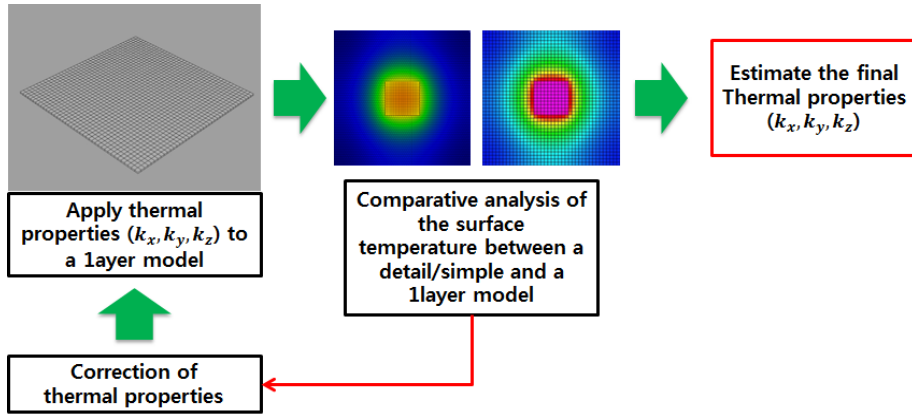


Fig. 6 A schematic diagram of the thermal property extraction

본 연구에서는 Fig. 6에 나타낸 바와 같이 구조물을 상세하게 나타낸 3차원 모델과 이를 단순화 시킨 모델에 대한 표면온도 계산을 수행하였으며, 계산된 온도를 이용하여 각 모델을 대표할 수 있는 하나의 유효 열전도율을 추정할 수 있다.

본 연구에서는 모델의 계산된 표면온도와 하나의 층으로 구성된 모델에 유효 열전도율을 적용시켜 계산된 표면온도의 차이를 분석하여 오차가 최소화 되는 유효 열전도율을 추정하였으며, 평균 최소 오차를 계산하는 방법은 다음과 같다.

$$f = \sum_{i=1}^N \frac{|T_{model,i} - T_{effective,i}|}{N} \tag{11}$$

여기서, T_{model} 은 detail model 또는 simple model의 계산된 표면온도, $T_{effective}$ 는 하나의 유효 열전도율을 적용하여 계산된 표면온도를 의미한다.

위 방법을 이용하여 detail model을 대표할 수 있는 $k_{x,d}$, $k_{y,d}$, $k_{z,d}$ 를 추정하였으며, 또한 simple model을 대표할 수 있는 열전도율 $k_{x,s}$, $k_{y,s}$, $k_{z,s}$ 를 추정하였다.

4. 열해석 적용 조건

CFRP 복합 구조물의 표면온도를 계산하기 위해서는 재질 물성치 및 표면 물성치가 필요하다. 본 연구에서는 CFRP 복합 구조물에 대해 열해석을 수행하기 위해 모델링에 적용한

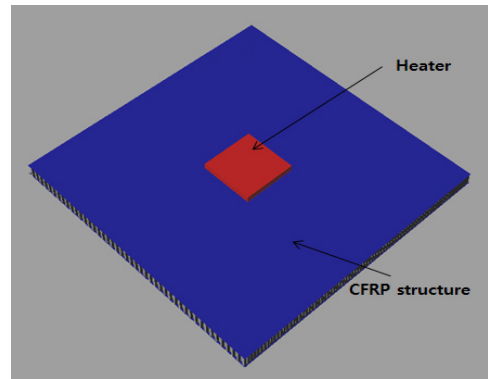


Fig. 7 The layout diagram of the heat source

물성치는 2장에서 설명한 각 모델별 열물성치를 적용하였으며, 복사열전달 계산에 사용되는 각 재질 표면의 방사율(emissivity)은 Table 3에 나타내었다.

본 연구에서는 열해석에 필요한 환경조건 설정에 있어 우주 공간 내에서 임무 수행 중인 CFRP 복합 구조물로 구성된 인공위성체를 고려하였다. 이를 모사하기 위해 구조물 주변의 환경을 진공 상태로 가정하여 대류 열전달을 무시하였으며, 주변온도를 0K로 설정하였다. 위성체 내의 자체 열원을 모사하기 위해 Fig. 7과 같이 50 mm × 50 mm크기의 히터(heater)를 CFRP 복합 구조물 중앙에 부착하여 열원으로 설정하였다. 히터의 온도는 총 3가지 조건으로 설정하여 열해석을 수행하였으며, 적용 조건은 Table 4에 자세히 나타내었다.

Table 3 Emissivities of the CFRP composite materials[1]

Material	Emissivity
Carbon black paint	0.88
Aluminum, vapor deposited	0.02

Table 4 Applied heater temperature

Heat source temperature	Case1	Case2	Case3
	-50℃ (223K)	30℃ (303K)	100℃ (373K)

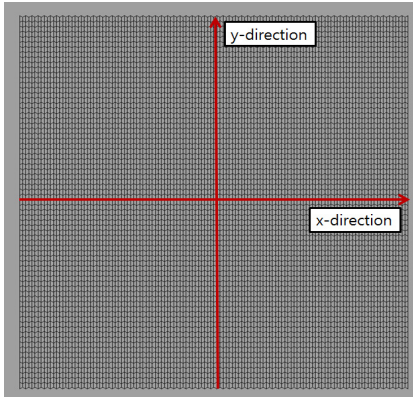


Fig. 8 The extraction position of the surface temperature

5. 열해석 결과

5.1 표면온도 결과 분석

본 연구에서는 CFRP 복합 구조물에 대한 열해석을 간략화 하기 위해 CFRP 복합 구조물을 상세하게 반영한 detail model 과 CFRP 적층과 알루미늄 히니컴 구조를 단순화한 simple model에 대해 동일한 조건 하에서의 표면온도 해석을 수행하여 이를 비교, 분석하였다. 각 모델링의 열원 온도 조건별 표면온도 분포 결과를 분석하기 위해 Fig. 8과 같이 열원이 위치하는 중점을 기준으로 x 및 y 방향의 선을 따라 표면온도를 분석하였으며 결과 그래프를 Fig. 9과 10에 나타내었다.

방향에 따른 CFRP 복합 구조물 모델링의 표면온도 분포를 분석한 결과, 열원의 온도를 -50°C 로 설정한 경우 x 방향의 평균 온도 차이는 0.25°C , y 방향의 평균 온도 차이는 0.20°C 로 나타났다. 열원의 온도가 30°C 로 설정된 경우에는 x 방향에서 0.39°C , y 방향에서 0.56°C 평균 온도 차이가 나타났다. 마지막으로 열원의 온도를 100°C 로 설정한 경우에는 x 방향에서 평균 0.53°C , y 방향에서 평균 0.83°C 의 온도 차이가 발생하였다. 이를 통해 CFRP 복합 구조물을 단순화하여 나타낸 모델링의 표면온도 해석 결과는 상세하게 나타낸 모델링의 결과와 거의 유사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 표면온도 계산에 소요된 열해석 시간은 Table 5에 나타내었으며, detail model의 경우 6,326초가 소요되었으며, simple model의 경우 347초가 소요되어 표면온도 계산 시간이 모델링 간략화 효과에 의해 크게 줄어드는 것을 확인하였다.

Table 5 The computational time for heat analysis

Model	Calculation time
Detail model	6,326 sec (about 105 min)
Simple model	347 sec (about 6 min)

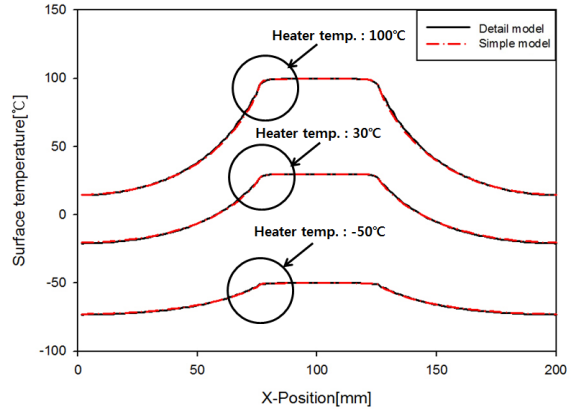


Fig. 9 The result graph of surface temperature of the CFRP composite structure for the x -direction

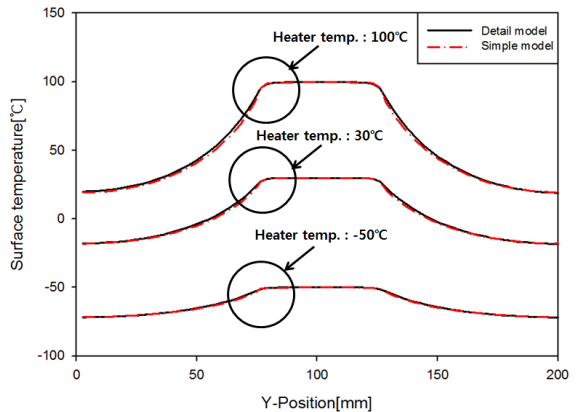


Fig. 10 The result graph of surface temperature of the CFRP composite structure for the y -direction

5.2 통합 열물성치 분석

본 연구에서는 CFRP 복합 구조물을 상세하게 나타낸 3차원 모델과 이를 단순화 시킨 3차원 모델에 대한 표면온도 계산 결과를 이용하여 3.2절에서 언급한 유효 열전도율을 추출 방법을 적용해 x, y, z 세 방향에 대한 유효 열전도율을 추출하였으며 이를 Table 6에 나타내었다.

추출된 유효 열전도율 결과는 방향별로 x 방향 열전도율은 약 1.4%, z 방향의 열전도율은 약 1.05%의 차이가 나타나 거의 동일하게 나타나는 것을 확인하였다.

Table 6 The extraction results of thermal properties

Model	Conductivity[W/m-K]		
	k_x	k_y	k_z
Detail model	2.44	2.79	1.90
Simple model	2.47	2.79	1.92

6. 결 론

본 논문에서는 CFRP 복합 구조물에 대한 열해석을 간략화하기 위해 상세 모델을 단순화하고 여기에 적용하기 위한 유효 열전도율을 추출하여 기존 복합 구조물의 열적 특성을 반영함과 동시에 빠른 계산 속도를 얻기 위한 방법을 제시하였다. CFRP 복합 구조물을 상세하게 표현한 모델링을 단순화하여 세 개의 layer로 구성된 모델링으로 변환하였으며 임의의 우주 환경 조건 및 열원 하에서의 표면온도 계산을 수행했으며 이 결과를 바탕으로 복합 구조물의 각 방향별 유효 열전도율을 추출하였다. 분석 결과, 두 모델링 간에 표면온도는 계산 소요 시간이 약 94% 이상 감소함에도 불구하고 평균 약 0.8℃ 수준의 차이만이 나타났다.

CFRP 복합 구조물에 대한 열해석을 단순화하기 위해 필요한 CFRP 복합 구조물을 대표할 수 있는 유효 열전도율을 각 모델에 대해서 추출한 결과 약 1.4% 이내의 수준으로 유사하게 나타나는 것을 확인하였다.

본 논문에서 제안하는 CFRP 복합 구조물의 유효 열전도율 추출을 위한 모델링 단순화 방법 이용 시 3차원으로 다르게 나타나는 열적 특성을 유사하게 반영하면서도 빠른 계산 결과를 얻을 수 있다는 장점을 확인하였다. 향후에는 CFRP 복합 구조물에 대한 열진공 시험을 실시하고, 측정된 표면온도로부터의 열물성치 추출 결과와 비교, 분석 및 물성치 보정에 대한 연구를 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 주관하는 연구과제 “다

목적실용위성 6호 본체개발사업”의 위탁과제 “CFRP 구조물의 열설계/열해석 파라미터 산출방법 및 모델링 기법 연구”의 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] 2002, Gilmore, D.G., "Spacecraft Thermal Control Handbook," *American Institute of Aeronautics&Ast.*, Vol.1, pp.36-47 and pp.803-818.
- [2] 1969, "A carbon-fibre satellite," *FLIGHT International*, p.107.
- [3] 2006, Mcdonald, P.C., Jaramillo, E. and Baudouy, B., "Thermal design of the CFRP support struts for the spatial framework of the Herschel Space Observatory," *Cryogenics*, Vol.46, No.4, pp.298-304.
- [4] 2009, Kim, T.Y., Lee, J.J., Hyun, B.S. and You, M.J., "Comparison between the Detail and Simple Thermal Mathematical Models of the Low Earth Orbit Satellite for Earth Observation," *Proceedings of The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, pp.1086-1089.
- [5] 2010, Kim, B.J., "Development of the Science and Technology Satellite 3 Structure with Composite Sandwich Constructions," *Korea Advanced Institute of Science and Technology, Ph.D. Thesis*, pp.67-68.
- [6] Radtherm IR, ThermoAnalytics, <http://www.thermoanalytics.com>.
- [7] 2002, Jacobs, P.A., "Thermal Infrared Characterization of Ground Targets and Backgrounds," *SPIE Press*, p.28.